



# **Numerische Simulation der Notwasserung generischer Luft- und Raumfahrzeug-Strukturen**

Entwicklung eines Triebwerkmodells für ein generisches Transportflugzeug





## Dokumenteigenschaften

Titel	Numerische Simulation der Notwasserung generischer Luft- und Raumfahrzeug-Strukturen: Entwicklung eines Triebwerk-modells für ein generisches Transportflugzeug
Betreff	Masterarbeit (TU Braunschweig), Unterstützung im Projekt ADAWI
Institut	Bauweisen und Strukturtechnologie
Erstellt von	Michel Buchwald
Beteiligte	Martin Siemann
Geprüft von	Martin Siemann
Freigabe von	Nathalie Toso
Datum	16.12.2016
Version	1.0
Dateipfad	



DLR-IB-BT-ST-2016-271

## Numerische Simulation der Notwasserung generischer Luft- und Raumfahrzeug-Strukturen

### Entwicklung eines Triebwerkmodells für ein generisches Transportflugzeug

Michel Buchwald

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie  
Pfaffenwaldring 38-40, 70569 Stuttgart

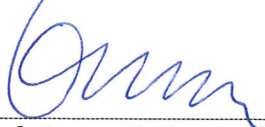
Stufe der Zugänglichkeit: 1, Zugriff ohne Einschränkung

Stuttgart, im Dezember 2016

Seiten: 101      Abbildungen: 49      Tabellen: 10


Institutsdirektor

Abteilung: BT-SIN ST



---

Prof. Dr.-Ing. H. Voggenreiter



---

Abteilungsleiter: Dr.-Ing. N. Toso



---

Michel Buchwald, Student und Autor



---

Martin Siemann, Wiss. Mitarbeiter und Betreuer



Masterarbeit 40/ 2016

**Numerische Simulation der Notwasserung generischer  
Luft- und Raumfahrzeug-Strukturen:  
Entwicklung eines Triebwerkmodells für ein generisches  
Transportflugzeug**

von

Michel Buchwald, B. Eng.

Matrikelnummer 4561552

betreut von:

Dipl.-Ing. Christoph Strobach

Die Arbeit umfasst:

Seiten: 101

Abbildungen: 49

Tabellen: 10

Prof. Dr.-Ing. Peter Horst  
Technische Universität Braunschweig  
Institut für Flugzeugbau und Leichtbau  
Hermann-Blenk-Straße 35, 38108 Braunschweig

Dezember 2016





# Danksagung

Ich möchte mich zunächst besonders bei meinem Betreuer am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. in Stuttgart, Herrn Martin Siemann, für die stets äußerst kompetente und hilfreiche Unterstützung bedanken. Weiterhin gilt mein Dank auch meinen dortigen Kollegen, welche immer für Fragen und Antworten zur Verfügung standen.

Bei Herrn Prof. Horst und Herrn Christoph Strobach vom Institut für Flugzeugbau und Leichtbau (Technische Universität Braunschweig) möchte ich mich ebenfalls für die äußerst gute Betreuung bedanken.

Abschließend gilt mein ganz besonderer Dank meiner Familie, die mir mein Studium ermöglicht und mich in all meinen Entscheidungen unterstützt hat.



# Eidesstattliche Erklärung

Ich versichere, dass ich die vorliegende Masterarbeit selbstständig erstellt und keine anderen als die angegebenen Hilfsmittel verwendet habe. Alle Stellen, die dem Wortlaut oder dem Sinne nach anderen Texten entnommen sind, wurden unter Angabe der Quellen (einschließlich elektronischen Text- und Datensammlungen) und nach den üblichen Regeln des wissenschaftlichen Zitierens nachgewiesen. Dies gilt auch für Zeichnungen, bildliche Darstellungen, Skizzen, Tabellen und dergleichen. Mir ist bewusst, dass wahrheitswidrige Angaben als Täuschungsversuch behandelt werden und dass bei einem Täuschungsverdacht sämtliche Verfahren der Plagiatserkennung angewandt werden können.

Braunschweig, den 14. Dezember 2016



# Kurzfassung

Im Rahmen der Zertifizierung neuer Transportflugzeuge müssen Hersteller bei geplanten Einsätzen über Wasser ein zufriedenstellendes Notwasserungsverhalten nachweisen. Zur Unterstützung der aktuell genutzten Zertifizierungsmethoden werden immer häufiger numerische Simulationen durchgeführt. Seit 2014 wird am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. das Programm *AC-Ditch* entwickelt, das Notwasserungssimulationsmodelle automatisch generieren kann. Bisher wurden dafür keine Triebwerke am Flugzeug berücksichtigt.

Die vorliegende Masterarbeit untersucht den Einfluss von Triebwerken auf das kinematische Verhalten des Flugzeuges während Notwasserungssimulationen von generischen Transportflugzeugen. Dafür wurde das Programm *AC-Ditch* um ein neues Triebwerksmodul erweitert. Das neue Triebwerksmodul erzeugt automatisiert eine gewünschte Anzahl an Triebwerksmodellen bestehend aus Pylon und Anbindungspunkten zwischen Pylon und Triebwerk. Die Triebwerksmodelle verfügen über ein Versagensmodell für die Triebwerksanbindungen zwischen Pylon und Triebwerken. Im Anschluss an die Entwicklung und Implementierung des neuen Modelles wurde der Einfluss von Triebwerken auf das kinematische Verhalten des Flugzeuges während Notwasserungssimulationen anhand von numerischen Simulationen untersucht. Im Rahmen der numerischen Untersuchungen konnte anhand der gewählten Modellierung und dem verwendeten Versagensmodell für die Anbindungspunkte der Triebwerke das Abreißverhalten der Triebwerke bei Überlast hinreichend genau abgebildet werden. Grundsätzlich hat sich aufgrund der Triebwerke ein deutlich verändertes kinematisches Verhalten des Flugzeuges gezeigt. Insbesondere der Nickwinkelverlauf wird beeinflusst. Bei unsymmetrischen Lastfällen zeigt sich zudem ein Einfluss auf die weiteren Flugwinkel. Abschließend wurde mit dem entwickelten Modell der Hudson River Unfall nachgerechnet. Die Simulationsergebnisse wurden ausgewertet und es konnte unter Verwendung des neuen Modelles ein unsymmetrisches Abreißen der Triebwerke gezeigt werden.



# Abstract

As part of the certification of new transport aircrafts, manufacturer must demonstrate a satisfactory ditching behavior in the case of planned operations over water. Numerical simulations are increasingly used to support the current certification methods. Since 2014, the program *AC-Ditch*, which can automatically generate ditching simulation models, has been developed at the German Aerospace Center. So far, no engines were considered for the aircraft.

The present master thesis examines the influence of engines on the kinematic behavior of the aircraft during ditching of generic transport aircrafts. The *AC-Ditch* program was extended by a new engine module. The new engine module automatically generates a desired number of engine models consisting of pylon and connection points between pylon and engine. The engine models comprise a failure model for the engine connections between the pylon and the engines. Following the development and implementation of the new model, the influence of engines on the kinematic behavior of the aircraft during ditching was investigated based on numerical simulations. In the context of the numerical studies, the selected modeling and the used failure model for the connection points of the engines was found to portray the engine break-off upon reaching a specified overload with sufficient accuracy. Basically, a distinct change in the kinematic behavior of the aircraft was found due to the engines. In particular, the pitch angle evolution is affected during symmetrical load cases. In asymmetrical load cases, an additional effect on the other flight angles was observed. Finally, the Hudson River accident was simulated using the developed model. The simulation results were evaluated and an asymmetrical break-off of the engines was shown.





# Inhaltsverzeichnis

Abbildungsverzeichnis	III
Tabellenverzeichnis	V
Symbolverzeichnis	VII
<b>1 Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2 Stand der Technik</b>	<b>3</b>
2.1 Notwasserung von Transportflugzeugen . . . . .	3
2.2 Zertifizierungsanforderungen und -methoden . . . . .	6
2.3 Numerische Simulation von Notwasserungen . . . . .	8
2.3.1 Smoothed Particle Hydrodynamics Methode . . . . .	10
2.3.2 Kopplung . . . . .	12
2.4 <i>AC-Ditch</i> . . . . .	13
2.5 Triebwerksanbindungen und deren Versagen . . . . .	15
2.5.1 Relevante Triebwerkstypen . . . . .	15
2.5.2 Triebwerksanbindungen . . . . .	16
2.5.3 Versagen der Triebwerksanbindungen bei Überlast . . . . .	17
2.6 Konkrete Zielsetzung . . . . .	19
<b>3 Entwicklung des Triebwerkmoduls</b>	<b>21</b>
3.1 Triebwerksmodell . . . . .	21
3.1.1 Modellierungsvarianten . . . . .	21
3.1.2 Versagensmodell . . . . .	22
3.1.3 Validierungsschritte . . . . .	24
3.2 Triebwerksmodul . . . . .	29
3.2.1 Einbindung in <i>AC-Ditch</i> . . . . .	29
3.2.2 Aufbau Triebwerksmodul . . . . .	31
3.3 Simulationsmodell . . . . .	36
<b>4 Numerische Untersuchungen</b>	<b>37</b>
4.1 Referenzsimulationen . . . . .	37
4.1.1 Notwasserung ohne Triebwerke . . . . .	38
4.1.2 Notwasserung mit Triebwerken und starrer Anbindung . . . . .	39
4.1.3 Notwasserung mit Triebwerken und Versagen der Anbindungen . . . . .	41
4.1.4 Vergleich der Referenzsimulationen . . . . .	47

4.2	Parameterstudien . . . . .	49
4.2.1	Variation von Geschwindigkeit und Nickwinkel . . . . .	49
4.2.2	Variation des Triebwerktyps . . . . .	54
4.2.3	Variation von Gier- und Rollwinkel . . . . .	57
4.3	Diskussion . . . . .	62
<b>5</b>	<b>Nachrechnung des Hudson River Unfalls</b>	<b>65</b>
5.1	Flugdaten . . . . .	65
5.2	Simulationsmodell . . . . .	67
5.3	Ergebnisse der Simulation . . . . .	67
<b>6</b>	<b>Zusammenfassung und Ausblick</b>	<b>71</b>
	<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>73</b>
	<b>Anhang</b>	<b>77</b>
<b>A</b>	<b>Kräfte auf die Stabelemente am linken Triebwerk</b>	<b>79</b>

# Abbildungsverzeichnis

2.1	Phasen der Notwasserung . . . . .	4
2.2	Über- und Unterdruckeffekt . . . . .	4
2.3	Unfallbeispiele . . . . .	6
2.4	Notwasserungsexperiment eines skalierten Flugzeugrumpfes . . . . .	7
2.5	Diskretisierungsmöglichkeiten . . . . .	9
2.6	SPH-FE Schema . . . . .	11
2.7	Modellierung des zusätzlichen Suction-Kontaktes in VPS . . . . .	12
2.8	<i>AC-Ditch</i> Aufbau und Ablauf . . . . .	13
2.9	Anbindung eines Pylons am Flügelkasten einer A300 und Pylonstruktur . . . . .	16
2.10	Triebwerksanbindungspunkte des Triebwerks V2500 . . . . .	17
2.11	Versagen der Anbindung zwischen Triebwerk und Pylon bei überwiegend horizontaler oder vertikaler Last . . . . .	18
2.12	Versagen der Anbindung zwischen Pylon und Flügel bei überwiegend vertikaler Last . . . . .	18
3.1	Generisches Netz eines Triebwerkmodells . . . . .	21
3.2	Grafische Darstellung des Versagensmodell (MAT202) . . . . .	24
3.3	Validierungsschritte . . . . .	24
3.4	Beispielhafter Kraftverlauf eines Stabelementes im ersten Schritt der Validierung . . . . .	25
3.5	Anbindungspunkte des Triebwerkes (Seitenansicht) . . . . .	26
3.6	Anbindungspunkte bei der Sicht von oben auf das Triebwerk . . . . .	27
3.7	Generisches Transportflugzeug D150 mit Positionierung der Triebwerke . . . . .	28
3.8	<i>AC-Ditch</i> mit Erweiterung um Triebwerksmodul . . . . .	30
3.9	Schematischer Vergleich des Modells ohne Versagensmodell und mit Versagensmodell . . . . .	34
3.10	Flussdiagramm des Python-basierten Triebwerkmoduls . . . . .	35
3.11	Simulationsmodell . . . . .	36
4.1	Verhalten des Gesamtflugzeuges ohne Triebwerke ohne Suction-Kontakt und mit Suction-Kontakt . . . . .	38
4.2	Vergleich der Nickwinkel- und Geschwindigkeitsverläufe der Simulationen ohne Triebwerke . . . . .	39
4.3	Verhalten des Gesamtflugzeuges mit Triebwerken und starren Triebwerksanbindungen ohne Suction-Kontakt und mit Suction-Kontakt . . . . .	40
4.4	Vergleich der Nickwinkel- und Geschwindigkeitsverläufe der Simulation mit Triebwerken und starren Triebwerksanbindungen . . . . .	41
4.5	Beispiel für Stabelementbenennung . . . . .	42

4.6	Kräfte der Stabelemente am rechten Triebwerk bei einer Versagenslast von $F_V = 1000$ kN . . . . .	43
4.7	Verhalten des Gesamtflugzeuges bei einem Abreißen der Triebwerke . .	45
4.8	Kräfte der Stabelemente am rechten Triebwerk bei einer Versagenslast von $F_V = 500$ kN . . . . .	46
4.9	Vergleich des Nickwinkelverläufe der Referenzsimulationen mit Suction-Kontakt . . . . .	47
4.10	Vergleich der Geschwindigkeitsverläufe der Referenzsimulationen mit Suction-Kontakt . . . . .	48
4.11	Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 1 ( $v_{X,0} = 75$ m/s, $\theta_0 = 5,25^\circ$ ) .	50
4.12	Verhalten des Gesamtflugzeuges bei Fall 2 ( $v_{X,0} = 65$ m/s, $\theta_0 = 11^\circ$ ) . .	51
4.13	Geschwindigkeitsvergleich zwischen Flugzeug und Triebwerken im Fall 1, Fall 2 und der Referenzsimulation . . . . .	52
4.14	Kräfte auf die Stabelemente in z-Richtung am vorderen Anbindungspunkt des rechten Triebwerkes im Fall 1 und Fall 2 . . . . .	53
4.15	Vergleich der Nickwinkel- und Geschwindigkeitsverläufe der Fälle 1 ( $v_{X,0} = 75$ m/s, $\theta_0 = 5,25^\circ$ ) und 2 ( $v_{X,0} = 65$ m/s, $\theta_0 = 11^\circ$ ) . . . . .	54
4.16	Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 3 (Triebwerkstyp V2500) . . .	55
4.17	Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 4 (Triebwerkstyp PW1100G) .	56
4.18	Vergleich der Nickwinkel- und Geschwindigkeitsverläufe der Fälle 3 (V2500) und 4 (PW1100G) . . . . .	57
4.19	Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 5 von der Seite und von vorne	59
4.20	Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 6 von der Seite und von vorne	60
4.21	Vergleich der Flugwinkel- und Geschwindigkeitsverläufe der Fälle 5 ( $\psi_0 = 0^\circ$ , $\phi_0 = 4^\circ$ ) und 6 ( $\psi_0 = 4^\circ$ , $\phi_0 = 0^\circ$ ) . . . . .	61
5.1	Airbus A320-214 des Fluges US Airways 1549 während der Bergung . .	66
5.2	Verhalten des Gesamtflugzeuges bei Nachrechnung des Hudson River Unfalls mit einem generischen Transportflugzeug . . . . .	68
5.3	Flugwinkelverläufe und der Geschwindigkeitsverlauf bei Nachrechnung des Hudson River Unfalls mit einem generischen Transportflugzeug . .	69
A.1	Kräfte der Stabelemente bei der Referenzsimulation am linken Triebwerk bei einer Versagenslast $F_V = 1000$ kN . . . . .	80
A.2	Kräfte der Stabelemente bei der Referenzsimulation am linken Triebwerk bei einer Versagenslast $F_V = 500$ kN . . . . .	81

# Tabellenverzeichnis

2.1	Gegenüberstellung von Abmaßen und Gesamtmassen für die relevanten Triebwerke . . . . .	16
3.1	Hauptträgheitsmomente des Triebwerktyps CFM56 . . . . .	26
3.2	Gegenüberstellung der Positionierung der Triebwerke am Flugzeug . . .	27
3.3	Gegenüberstellung von Schwerpunktlage, Hauptträgheitsmomenten und Masse des Gesamtflugzeug ohne und mit Triebwerken . . . . .	30
4.1	Anfangsbedingungen in den Referenzsimulationen . . . . .	37
4.2	Anfangsbedingungen bei Variation von Geschwindigkeit und Nickwinkel	49
4.3	Verwendete Triebwerkstypen . . . . .	54
4.4	Anfangsbedingungen bei Variation von Gier- und Rollwinkel . . . . .	57
5.1	Genutzte Werte für Nachrechnung des Hudson River Unfalls mit einem generischen Transportflugzeug . . . . .	66
5.2	Vergleich zwischen A320-214 und dem verwendeten generischen Transportflugzeug D150 . . . . .	67



# Symbolverzeichnis

## Abkürzungen

Abkürzung	Bedeutung
CPACS	Common Parametrized Aircraft Configuration Schema
CS	Certification Specification
DLR	Deutsches Zentrum für Luft und Raumfahrt e. V.
EASA	European Aviation Safety Agency
FAA	Federal Aviation Administration
FEM	Finite Elemente Methode
GE	General Electric
NTSB	National Transportation Safety Board
PAX	Persons approximately
SEPSTR	Seperation stress
SEPTHK	Seperation thickness factor
SMAES	Smart Aircraft in Emergency Situations
SNECMA	Société nationale d'études et de constructions de moteurs d'aviation
SPH	Smoothed Particle Hydrodynamics
VPS	Virtual Performance Solution
RBODY	Rigid Body

## Formelzeichen

### Latein

Zeichen	Einheit	Bedeutung
$A_S$	m <sup>2</sup>	Querschnittsfläche Stabelemente
$d$	mm	Kontakteindringtiefe
$d_{Netz}$	m	Ausgangsnetzdurchmesser
$d_{Neu}$	m	Neuer Netzdurchmesser
$E$	kN/mm <sup>2</sup>	Elastizitätsmodul
$E_t$	kN/mm <sup>2</sup>	Tangentenmodul im plastischen Bereich
$F$	kN	Kraft
$F_M$	kN	Masterkontaktkraft
$F_S$	kN	Slavekontaktkraft
$F_T$	kN	Triebwerksschub
$F_V$	kN	Versagenskraft
$g$	m/s <sup>2</sup>	Gravitationsbeschleunigung
$h_c$	mm	Standardkontakthöhe
$h_S$	m	Höhe SPH Fluidgebiet
$h_T$	m	Gesamthöhe Fluidgebiet
$I$	kg mm <sup>2</sup>	Trägheitsmoment
$L_{min}$	m	Kleinste Elementlänge
$L_T$	mm	Triebwerkslänge
$l_A$	m	Länge Active Box
$l_{Fl}$	m	Flugzeuglänge
$l_{Netz}$	m	Ausgangsnetzlänge
$l_{Neu}$	m	Neue Netzlänge
$l_S$	mm	Stablänge
$l_T$	m	Wasserbeckengesamtlänge
$m_{Ges}$	kg	Gesamtmasse des Flugzeuges
$m_R$	kg	Flugzeugrumpfmasse
$m_T$	kg	Triebwerksmasse
$R_T$	mm	Triebwerksradius
$t$	ms	Zeit
$t_{Ges}$	s	Simulationszeit
$\Delta t$	ms	Stabiles Zeitinkrement
$v_X$	m/s	Geschwindigkeit in X-Richtung
$v_Z$	m/s	Geschwindigkeit in Z-Richtung
$w_T$	m	Wasserbeckengesamtbreite
$x_{COG}$	m	Gesamtschwerpunktposition in x-Richtung
$x_R$	m	Schwerpunktposition des Flugzeugrumpfes in x-Richtung
$x_T$	m	Schwerpunktposition der Triebwerke in x-Richtung



---

## Griechisch

Zeichen	Einheit	Bedeutung
$\varepsilon$	—	Dehnung
$\varepsilon_{p,max}$	—	Maximale plastische Dehnung
$\theta$	°	Nickwinkel
$\rho$	kg/m <sup>3</sup>	Dichte
$\sigma_y$	kN/mm <sup>2</sup>	Streckgrenze
$\psi$	°	Gierwinkel
$\phi$	°	Rollwinkel



# 1 Einleitung

Die Sicherheit im Luftverkehr ist ein wichtiges Thema in der Forschung und Entwicklung. Seit Beginn des Flugzeugbaus begleitet diese die Auslegung jedes neuen Flugzeugmusters. Spätestens seitdem das Flugzeug als Massenbeförderungsmittel eingesetzt wird, ist z.B. das Verhalten des Flugzeuges bei Notlandungen ein unumgängliches Themengebiet, insbesondere im Bezug auf die Sicherheit der Passagiere. Neben Notlandungen auf festem Untergrund ist ebenfalls das Notwassern von Bedeutung. Für Flugzeugmuster, die Missionen über Wasser fliegen, muss ein zufriedenstellendes Notwasserungsverhalten nachgewiesen werden. Unter anderem wird untersucht, ob die konstruierte Struktur des Flugzeuges den Kräften beim Aufprall auf Wasser standhält. Ein zufriedenstellendes Notwasserungsverhalten beinhaltet auch eine ausreichend lange Schwimmphase, um im Anschluss genügend Zeit für die Evakuierung der Insassen zu haben. Heutzutage gibt es drei verschiedene Möglichkeiten für Hersteller im Rahmen der Zulassung das Notwasserungsverhalten zu untersuchen und zu zertifizieren. Dies reicht vom Vergleich mit bauartähnlichen Flugzeugmustern, die bereits für die Notwasserung zertifiziert sind, über Experimente bis zu numerischen Simulationen. Letztere dienen aktuell zur Unterstützung der experimentellen Untersuchungen. Durch die heutzutage immer weiter fortschreitende Computertechnologie wird beabsichtigt, Notwasserungen von Flugzeugen bereits im Vorentwurf eines Flugzeuges am Computer zu simulieren. Ziel ist es, in Zukunft die Zulassung bezüglich des Notwasserungsverhaltens von Flugzeugen weitgehend basierend auf numerischen Simulationen durchzuführen.

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) entwickelt seit 2014 ein auf Python basierendes Programm namens *AC-Ditch*. Es dient der Erstellung generischer Notwasserungsmodelle und der Durchführung von Notwasserungssimulationen. Das dafür verwendete generische Transportflugzeug berücksichtigte bisher neben dem Flugzeugrumpf und den Flügeln keinerlei Anbauteile wie z.B. Triebwerke, die eines der wichtigsten Anbauteile darstellen. Für diese sehen die Hersteller bei zu hohen Kräften während einer Notlandung ein Abreißen vom Flügel vor. Im Rahmen dieser Arbeit besteht die Aufgabe darin, ein Triebwerksmodul mit Versagensmodell zu entwickeln und anschließend den Einfluss der Triebwerke auf das Notwasserungsverhalten zu untersuchen. Damit erfolgt ein weiterer Schritt in Richtung des globalen Ziels in Zukunft Notwasserungssimulationen von Gesamtflugzeugen zu etablieren.

Zu Beginn wird in Kapitel 2 der Stand der Technik erläutert. Es wird beschrieben, wie eine Notwasserung definiert ist und welche Möglichkeiten für die Notwasserungszulassung neuer Flugzeuge bestehen. Zudem wird das Programm *AC-Ditch* erklärt. Abschließend werden in Kapitel 2 für diese Arbeit relevante Triebwerkstypen, typische Anbindungen der Triebwerke an den Flügel und das Abreißverhalten im Notlandefall aufgezeigt.

Kapitel 3 umfasst das entwickelte Triebwerksmodul. Es werden zunächst das Triebwerksmodell und das genutzte Versagensmodell für die Triebwerksanbindungen beschrieben, im Anschluss wird die Validierung der gewählten Modellierungsvariante erläutert. Im zweiten Abschnitt des Kapitels wird gezeigt, wie das neue Triebwerksmodul in das Programm *AC-Ditch* implementiert wurde und welche Einstellungsmöglichkeiten der Nutzer hat. Notwendige Anpassungen, die am bereits bestehendem Programm vorgenommen wurden, werden ebenfalls aufgezeigt. Anschließend werden Ablauf und Aufbau des entwickelten Triebwerkmoduls erläutert. Zum Ende des Kapitels wird das für die weiteren Untersuchungen genutzte Simulationsmodell mit Triebwerken und Versagensmodell der Anbindungen dargestellt.

Das 4. Kapitel behandelt die durchgeführten numerischen Untersuchungen unter Verwendung des entwickelten Triebwerkmoduls. Im ersten Abschnitt wurden Referenzsimulationen durchgeführt, um unter anderem eine Versagenslast für die Triebwerksanbindungen einzustellen. Im zweiten Abschnitt des Kapitels wurden mit einer festgelegten Versagenslast verschiedene Parameterstudien zur Untersuchung des Einflusses der Triebwerke auf das Notwasserungsverhalten durchgeführt. Diese beinhalteten Simulationen mit verschiedenen Geschwindigkeiten, Flugwinkeln und verschiedenen Triebwerkstypen. Eine Diskussion der erzielten Ergebnisse rundet das Kapitel ab.

In Kapitel 5 wird mit dem etablierten Flugzeugmodell die Notlandung auf dem Hudson River aus dem Jahr 2009 nachgerechnet. Dazu wird zunächst eine Übersicht der relevanten Daten, Annahmen und Quellen gegeben, bevor anschließend das Simulationsmodell sowie die -ergebnisse beschrieben werden.

Ein Vergleich zum Stand der Technik vor der Arbeit, sowie eine Zusammenfassung der Ergebnisse und der gewonnenen Erkenntnisse schließen die Arbeit ab.

## 2 Stand der Technik

Im Folgenden wird ein Einblick in die Grundlagen und den Stand der Technik gegeben. Dabei wird neben der eigentlichen Definition der Notwasserung von Transportflugzeugen auch näher auf die für die Simulation genutzten numerischen Methoden sowie auf das Programm *AC-Ditch* eingegangen. Das Kapitel beschreibt zudem typische Triebwerksanbindungen, die für diese Arbeit relevant sind und das Abreißverhalten bei Überlast. Am Ende des Kapitels wird die Zielsetzung basierend auf dem Stand der Technik konkretisiert.

### 2.1 Notwasserung von Transportflugzeugen

Unfalldaten zeigen das 18% der potenziell überlebenden zivilen Flugzeugunfälle auf festen, präparierten Boden erfolgen. Im Gegensatz dazu erfolgen 51% der zivilen Flugzeugunfälle auf weichem Untergrund oder auf Wasser. Die weiteren Unfälle erfolgen über Vegetation, Schnee oder unebenem Untergrund wie Felsen. [33]

Grundsätzlich wird die Kollision von Flugzeugen mit Wasser in zwei verschiedene Kategorien unterteilt: dem ungeplanten und dem geplanten Kontakt mit Wasser. Bei einem ungeplanten Kontakt mit Wasser besteht keine oder nur sehr wenig Vorbereitungszeit. Dies führt dazu, dass Sicherheitsprozeduren nicht bzw. unvollständig durchgeführt werden können. Meist resultieren aus einem ungeplanten Kontakt höhere Beschleunigungen und Kräfte beim Aufprall. Dadurch sind die Opferzahlen bei solchen Unfällen typischerweise höher. [32]

Der geplante Kontakt wird auch als Notwasserung bezeichnet. Es handelt sich dabei um einen Kontakt mit dem Wasser mit genügend Vorlaufzeit zur Vorbereitung. Somit können das Kabinenpersonal und die Piloten die für so einen Zwischenfall abzuarbeitenden Punkte des Flughandbuches erfüllen. Dabei kann z.B. eine erneute Einweisung in den Gebrauch der Schwimmwesten erfolgen, das Aufrechtstellen der Rückenlehnen angewiesen werden und die Einweisung einer sicheren Sitzposition für die Passagiere erfolgen. Zusätzlich wird das Flugzeug auf eine Notwasserung vorbereitet, indem externe Öffnungen geschlossen werden, um die Schwimmphase des Flugzeuges zu verlängern. So bleibt mehr Zeit für die anschließende Evakuierung der Passagiere. Des weiteren ist eine größtmögliche Verringerung der Masse des Flugzeuges anzustreben, um die Aufprallgeschwindigkeit zu senken. Dafür werden die Hochauftriebshilfen auf Maximalstellung ausgefahren und Kraftstoff abgelassen. [22]

Die Notwasserung wird in vier Phasen unterschieden. Die Anflugphase (approach), Aufprallphase (impact), Landephase (landing) und die Schwimmphase (floatation). Abbildung 2.1 zeigt die unterschiedlichen Phasen.

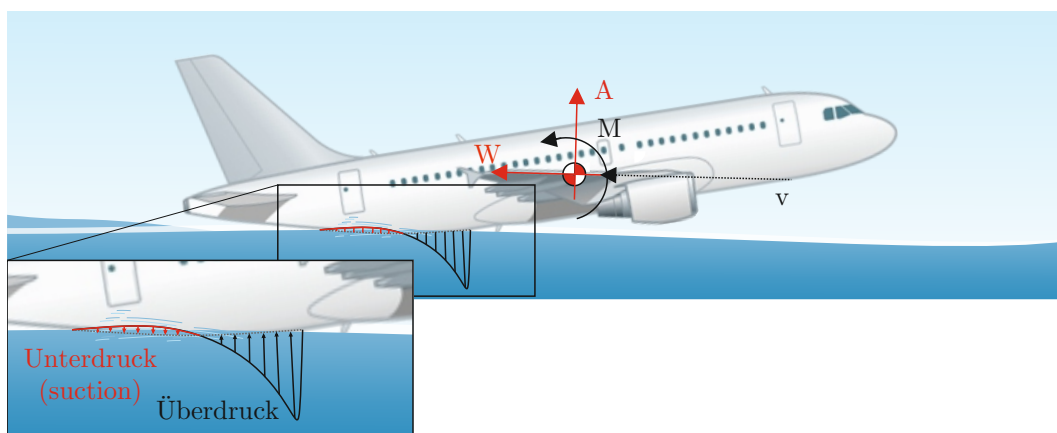


**Abbildung 2.1:** Phasen der Notwasserung [38]

Die Untersuchungen und Simulationen im Rahmen dieser Arbeit beschränken sich auf die Aufprall- und Landephase. Es gibt einige hydrodynamische Effekte, die während der Landephase auftreten können und im Folgenden kurz erläutert werden:

- Über- und Unterdruck
- Kavitation
- Luftkisseneffekt
- Luftzufuhr

Unterdruck (suction) entsteht durch die typischerweise gekrümmte Rumpfform eines Flugzeuges und die hohe Vorwärtsgeschwindigkeit relativ zum Wasser. Das Fluid erfährt durch den Kontakt mit dem Rumpf bei einem Aufprall eine Beschleunigung. Dadurch sinkt der statische Druck nach dem Prinzip von Bernoulli. Ausschlaggebend für die Stärke des entstehenden Unterdrucks sind die Krümmung des Rumpfes an der Kontaktstelle und die Aufprallgeschwindigkeit. Durch den entstehenden Unterdruck wird der Rumpf in das Wasser gezogen und die Nase des Flugzeuges hebt sich an. Nach Experimenten in den Quellen [27, 40] kann der Effekt stark genug sein, um die Kinematik des Flugzeuges zu verändern. Um den Unterdruck entgegen zu wirken entsteht zudem ein Überdruck. Der Unterdruck ist im wesentlichen Verantwortlich für die lokalen strukturellen Lasten [37]. Abbildung 2.2 zeigt eine beispielhafte Druckverteilung an einem Flugzeugrumpf. Sinkt der statische Druck unter den Dampfdruck entsteht ein Phasenwechsel des Wassers vom flüssigen Zustand in Dampf. Dabei entstehen mit Dampf gefüllte Blasen. Der Effekt wird als Kavitation bezeichnet. Durch die Luft, welche vom Rumpf verdrängt wird, entsteht ein Luftkisseneffekt kurz vor dem Kontakt mit dem Wasser.



**Abbildung 2.2:** Über- und Unterdruckeffekt [20]

Gleichzeitig wird durch die Vorwärtsbewegung Luft in das Wasser gedrückt (ventilation). Die beschriebenen Effekte werden direkt beeinflusst von den Anflugbedingungen des Flugzeuges und der Fluid-Struktur Interaktion [37].

Nach Patel und Greenwood [32] wird die Wahrscheinlichkeit einer sanfteren Landung erhöht, wenn einige Empfehlungen beachtet werden. Der Anflug sollte mit einem gerade ausgerichteten Flugzeug erfolgen. Beim Erstkontakt sollte das Flugzeug sich in einer Position befinden, in der die Flugzeugnase nach oben zeigt (noseup position). Die Sinkgeschwindigkeit sollte dabei nicht höher als ca.  $-1,52$  m/s ( $-5$  ft/s) sein.

Herrscht ein hoher Wellengang auf dem Gewässer, ist darauf zu achten, dass die Landung parallel und nicht entlang der Wellenberge durchgeführt wird. Der Aufsetzpunkt ist auf dem Kamm oder dem Rücken einer Welle zu wählen.

Eine Einstufung von Schäden auf die Struktur eines Flugzeuges bei Wasser- oder Bodenkontakt erfolgte z.B. nach Johnson [22]. Er stuft den Schaden in sechs Kategorien ein. Kategorie eins ist mit *leichten Stößen* bezeichnet, wobei Kategorie sechs die *komplette Zerstörung des Flugzeuges* bedeutet. Das Abreißen der Triebwerke fällt in Kategorie fünf (*Extremer Schaden*) bzw. sechs, abhängig davon wie schwer der Rumpf und die Tanks zugleich beschädigt werden. Zusätzlich untersuchte er bei 153 Unfällen von Flugzeugen zwischen den Jahren 1959 und 1979 den entstandenen Strukturschaden. Unter anderem zeigte sich, dass bei 55% der Unfälle ein Abreißen von einem oder mehreren Triebwerken stattfand.

Die Relevanz des Verhaltens eines Transportflugzeuges beim Landen auf Wasser wurde durch den Zwischenfall des US-Airways-Flug 1549 deutlich. Am 15. Januar 2009 fielen bei einer Airbus A320-214 kurz nach dem Start vom Flughafen LaGuardia in New York City beide Triebwerke aus. Der Ausfall der Triebwerke wurde durch die Kollision mit einem Vogelschwarm hervorgerufen. In Folge dessen musste das Flugzeug mit 150 Passagieren auf dem Hudson River notlanden. Trotz der Landung auf dem Wasser überlebten alle Passagiere, das Kabinenpersonal und die Piloten den Unfall (Abbildung 2.3, links). Während der Notlandung auf dem Hudson River erfolgte ein einseitiger Triebwerksabriss (In Flugrichtung links). In Abschnitt 5.1 wird auf die Flugdaten des US-Airways-Flug 1549 noch detaillierter eingegangen. [30]

Ein weiterer Zwischenfall ereignete sich mit einer Boeing 707-351C auf dem Viktoriasee in Tansania. Am 3. Februar 2000 landete das Frachtflugzeug nach zwei Durchstartmanövern ca. 5 km vor der Landebahn des Flughafens von Mwanza. Durch eine zu geringe Höhe nach zwei fehlgeschlagenen Landungen erreichte das Flugzeug für den dritten Landeversuch nach einem Kurvenflug nicht mehr ausreichend Höhe. Bei den Nachuntersuchungen wurde deutlich, dass das Flugzeug zuerst mit der linken Tragfläche das Wasser berührte. Deswegen weist die Spitze der linken Tragfläche auf dem rechten Bild der Abbildung 2.3 eine größere Beschädigung auf als an der rechten Tragfläche. Bei der Kollision mit der Wasseroberfläche lösten sich ebenfalls die vier Triebwerke vom Flugzeug. Diese trennten sich vom Flugzeug ohne weiteren Schaden zu verursachen [26]. Alle fünf Besatzungsmitglieder überlebten den Unfall. Neben diesen beiden Beispielen gibt es zahlreiche weitere Notwasserungen (siehe z.B. [26, 41]).

Die obigen Beispiele und Untersuchungen verdeutlichen wie wichtig die nähere Betrachtung von Notwasserungen in der Design- und Zertifizierungsphase ist. Ebenfalls wurde gezeigt, dass die Triebwerke ein nicht vernachlässigbares Anbauteil des Gesamtflugzeuges darstellen.



**Abbildung 2.3:** US-Airways-Flug 1549 nach erfolgreicher Landung auf dem Hudson River, USA (links,[30]). Eine weitere erfolgreiche Landung auf Wasser zeigt die Boeing 707-351C auf dem Viktoriasee, Tanzania (rechts,[26]).

## 2.2 Zertifizierungsanforderungen und -methoden

Grundsätzlich muss ein Hersteller mit seinem Flugzeug bestimmte Anforderungen für die Zulassung erfüllen. Für große Transportflugzeuge sind diese von der European Aviation Safety Agency (EASA) in den Certification Specifications (CS) 25 festgehalten [12]. Neben den europäischen Vorschriften gibt es ebenfalls die amerikanischen Regularien der Federal Aviation Administration (FAA) [16], welche allerdings weitgehend identisch sind. Für einen geplanten Kontakt mit dem Wasser sind besonders folgende Paragraphen von Relevanz:

- CS 25.563 - Structural ditching provisions
- CS 25.801 - Ditching
- CS 25.807 (e) - Emergency exits
- CS 25.1411 (a) - General safety equipment
- CS 25.1415 (a) - Ditching equipment

Nach EASA CS 25.561 muss die Struktur eines Flugzeuges für Notlandungen so ausgelegt sein, dass die Insassen keine schweren Verletzungen erleiden und nach der Landung die Möglichkeit zu einer schnellen Evakuierung haben. Beispielsweise dürfen Insassen in Vorwärtsrichtung maximale Beschleunigungen von 9g erfahren [12].

Um die Forderungen der Behörden zu erfüllen und eine Zulassung zu erhalten, werden von Herstellern drei verschiedene Möglichkeiten genutzt. Eine davon ist die Möglichkeit, einen Vergleich mit anderen bereits zugelassenen Flugzeugmustern durchzuführen und davon Erkenntnisse für das neue Flugzeug abzuleiten. Eine weitere Methode ist die Durchführung von Experimenten mit skalierten Modellen. Die jüngste Methode stellt die Computersimulation von Notwasserungen dar. Die drei Varianten der Untersuchungsmethoden werden im Nachfolgenden näher erläutert. [6]



## Vergleich mit bauartähnlichen Flugzeugmustern

Bei dieser Variante weist der Hersteller nach, dass das neue Flugzeug in Bauweise, Geometrie und Größe einem anderen Flugzeug, welches bereits ein zufriedenstellendes Notwasserungsverhalten gezeigt hat, hinreichend ähnelt. Ein Beispiel dafür ist ein neues Flugzeug mit einer größeren Flügelfläche als sein Vorgängermodell. Durch die größere Flügelfläche wird davon ausgegangen, dass das Flugzeug einen höheren Auftrieb erfährt, was bei einer Notwasserung von Vorteil ist. [32]

Diese Möglichkeit der Zertifizierung ist allerdings begrenzt. Sie ist nur zulässig für bauartähnliche Flugzeuge. Da im Flugzeugentwurf allerdings oft versucht wird neue Ideen und Innovationen umzusetzen, stößt diese Variante dort an ihre Grenzen.

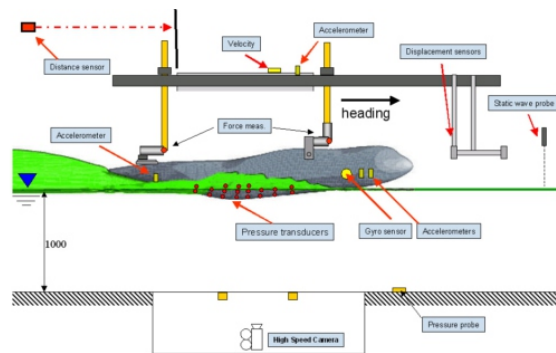
## Experimente

Eine weitere Nachweismethode stellt die Durchführung von Experimenten dar. Es gibt dazu viele Berichte von Experimenten in der Literatur. Einige Beispiele für Notwasserungsexperimente sind in [18, 27, 39] zusammengetragen. Es kann unterschieden werden zwischen skalierten Flugzeugmodellen (Abbildung 2.4) und realen Flugzeugen. Diese Art von Experimenten dient meist dazu, das Verhalten des Flugzeuges vom Aufprall bis zum Beginn der Schwimmphase zu analysieren. Zusätzlich kann die kinematische Stabilität, das Messen von Druck, Beschleunigungen und Kräften oder Daten zur Schwimmphase bei unterschiedlichem Wellengang dabei von Bedeutung sein.

Abbildung 2.4 (a) zeigt den Test eines geführten skalierten Flugzeugrumpfes. In Abbildung 2.4 (b) ist der dazugehörige Versuchsaufbau gezeigt. Im Versuch erfolgt der Wasseraufprall skalierten Modelle oder einfacher Strukturformen geführt unter Verwendung einer Führungsschiene. Es besteht auch die Möglichkeit Experimente durchzuführen in denen die Modelle frei fliegen.



(a) Geführtes Notwasserungsexperiment



(b) Versuchsaufbau

**Abbildung 2.4:** Notwasserungsexperiment eines skalierten Flugzeugrumpfes [25]

Dabei sind unterschiedliche Instrumente und Kameras im Einsatz. Vorteil bei solchen Experimenten ist, dass neue Konfigurationen und ihre Wechselwirkung mit Wasser untersucht werden können. Zudem ist es möglich verschiedene Wellenbewegungen zu berücksichtigen. Nachteilig bei dieser Methode sind der Aufwand und die Kosten für die

Durchführung und Modellherstellung. Ebenfalls ist die Wiederholung eines Experimentes mit einem Modell und gleichen Anflug- und Randbedingungen schwierig. Physikalische Effekte wie Unterdruck oder Kavitation werden bei Experimenten mit skalierten Modellen zusätzlich nicht richtig abgebildet (Skalierungseffekte). [6]

## Numerische Simulation

Der Gebrauch von numerischen Simulationen für die Untersuchung von Notwasserungen ist durch den Fortschritt in der Computertechnologie in den vergangenen Jahren gestiegen. Heutzutage eingesetzte Simulationen basieren jedoch auf starren Strukturmodellen, die keine Fluid-Struktur Interaktion (Kopplung) berücksichtigen, was als Limitierung angesehen wird. Es können nahezu beliebige Strukturen simuliert werden, da eine aufwändige Herstellung von Teststrukturen wie bei Experimenten entfällt. Die Kosten dieser Methode sind dadurch im Vergleich zu realen Experimenten geringer.

Nachteilig ist bei dieser Methode, dass die Validierung und Einstellung besonders der physikalischen Effekte aufwändig ist und diverse Annahmen getroffen werden.

Ziel ist es, die Zulassung bezüglich des Notwasserungsverhaltens von Flugzeugen in Zukunft weitgehend basierend auf Simulationen durchzuführen. Das folgende Kapitel zeigt welche Möglichkeiten der gekoppelten numerischen Simulation von Notwasserungen es heutzutage gibt.

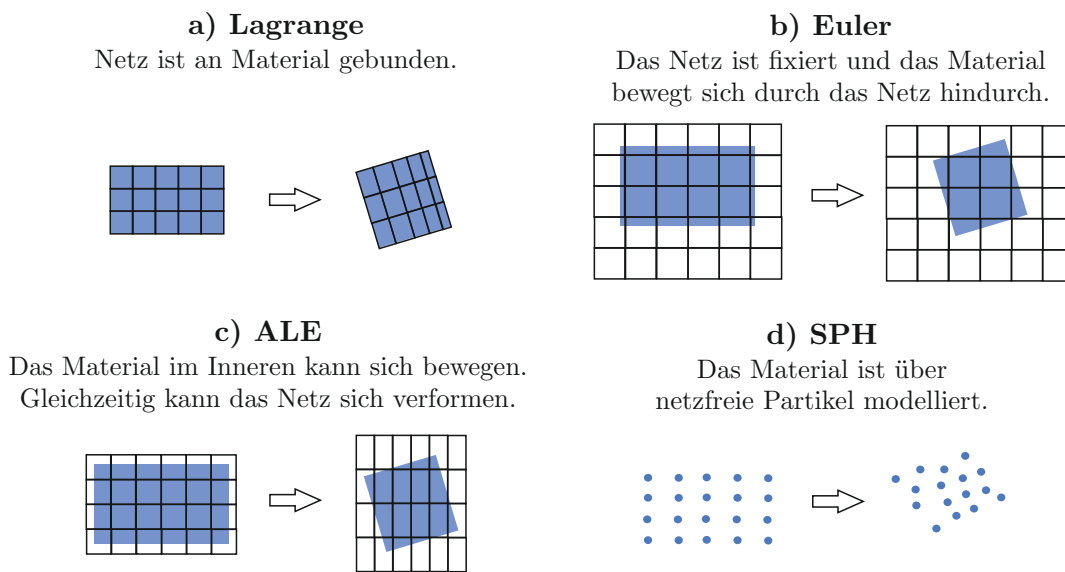
## 2.3 Numerische Simulation von Notwasserungen

Durch die kontinuierliche Leistungssteigerung von Computern konnten detailliertere numerische Methoden entwickelt werden. Diese erlauben die simultane Lösung der Struktur und des Fluids. Es gibt grundsätzlich drei Möglichkeiten um die Gleichungen über eine netzbasierte Diskretisierung auszudrücken:

- **Lagrange Formulierung:** Bei dieser Formulierung folgen die Knoten des Rechnernetzes den Materialpartikeln während der Bewegung (Abbildung 2.5 (a)). Der Vorteil liegt bei der Beschreibung von freien Oberflächen zwischen verschiedenen Materialien. Ein Schwachpunkt ist die Unfähigkeit große Verzerrungen des Rechengebietes zu kompensieren ohne aufwendige Neuvernetzungen durchzuführen. Diese Methode wird meist in der Strukturmechanik genutzt. [7]
- **Euler Formulierung:** Das Material bewegt sich durch das im Raum fixierte Netz (Abbildung 2.5 (b)). Große Verformungen können einfach behandelt werden, allerdings auf Kosten der Präzision der Schnittstellendefinition und Strömungsinformationen. Diese Methode wird oft in der Fluidodynamik verwendet. [7]
- **Gemischte Lagrange-Euler Formulierung (ALE):** Diese Formulierung vereint die Vorteile der Lagrange und Euler Formulierungen. Über ein beliebiges Referenzkoordinatensystem ist es dem Rechnernetz erlaubt sich zu verformen. Gleichzeitig können sich die Materialpartikel, wie bei der Euler Formulierung, durch das Rechnernetz bewegen (Abbildung 2.5 (c)). [7]

Bei der Simulation von Notwasserungen werden sowohl ein Strukturmodell als auch ein Fluidmodell zusammen berechnet. Für das Strukturmodell wird mit der expliziten Finiten Elemente Methode eine Lagrange Formulierung verwendet. Die Herausforderung liegt in der Modellierung des Wassergebietes. Bei einer Nutzung der Finite Elemente Methode (Lagrange Formulierung) für das Wasser zeigte sich allerdings, dass in dem Moment des Kontaktes zwischen Struktur und Fluid große Netzverzerrungen auftreten können, die den Zeitschritt drastisch senken und zu Instabilitäten führen.

Bei der Nutzung der Euler Formulierung für das Wassergebiet muss das diskretisierte Rechnetz höher und breiter angesetzt werden, was zum Anstieg der Rechendauer führt. Neben den übernommenen Vorteilen der Lagrange und Euler Formulierungen ist die ALE Formulierung durch die erlaubte Bewegung sehr rechenaufwändig [21]. Vergleichende Untersuchungen der verschiedenen Formulierungen anhand von Vogelschlagsimulationen sind [21] zu entnehmen.



**Abbildung 2.5:** Diskretisierungsmöglichkeiten [21]

Eine Alternative zu oben genannten Formulierungen bietet sich durch die Verwendung einer netzfreien Methode. Ein Beispiel für eine netzfreie Methode ist die Smoothed Particle Hydrodynamics (SPH) Methode (Abbildung 2.5 (d)), die im Rahmen dieser Arbeit eingesetzt wird. Eine kurze Einführung folgt in Abschnitt 2.3.1.

Wie bei dynamischen Simulationen üblich, erfolgten die durchgeführten Notwasserungssimulationen im Rahmen dieser Arbeit durch eine explizite Zeitintegration, bei der für die Modellierung der Struktur die FE Methode und für das Wassergebiet die SPH Methode genutzt wurde. Die Simulationen wurden mit dem Löser VPS (Virtual Performance Solution) durchgeführt (Früher PAM-CRASH).

### 2.3.1 Smoothed Particle Hydrodynamics Methode

Die SPH Methode wurde 1977 von Gingold und Monaghan [19] und Lucy [24] eingeführt, um Probleme in der Astrophysik zu lösen. Heute ist sie besonders bei Wassersimulationen in den verschiedensten Themengebieten im Einsatz. Sie wird bei großskaligen Problemen, wie z.B. Staudammsimulationen, genutzt oder bei kleinskaligen Modellen, wo zum Teil das Verhalten einzelner Flüssigkeitstropfen simuliert wird. Bei der netzfreien Formulierung erhält ein Partikel die Fluidinformationen durch Nachbarpartikel in seiner Umgebung. Grundsätzlich gibt es zwei Schritte, um die SPH Methode zu erläutern.

#### Kernel Näherung

Im ersten Schritt können für gewünschte Informationen an der Stelle  $r$  Informationen in einem Einflussbereich von der Stelle  $r'$  mit der Gewichtung der sogenannten Kernel Funktion  $W$  mit einbezogen werden. Die Kernel Näherung kann für die Funktion  $f(r)$  als das Integral über das Rechengebiet  $\Omega$  wie folgt geschrieben werden:

$$f(r) \approx \int_{\Omega} f(r') W(r - r', h) dr'. \quad (2.1)$$

Nach der partiellen Ableitung der Kernel Näherung und der anschließenden Anwendung des Gaußschen Integralsatzes kann das Integral über das Rechengebiet  $\Omega$ , welches durch die Fläche  $S$  begrenzt ist, wie folgt ausgedrückt werden:

$$\nabla f(r) \approx - \int_{\Omega} f(r') \nabla W(r - r', h) dr'. \quad (2.2)$$

Die Kernel Näherung einer abgeleiteten Feldfunktion ist dadurch abhängig von den Werten der Funktion und den Ableitungen der Kernelfunktion  $W$  und nicht mehr von den Ableitungen der Funktion selber. Hierbei zeigt sich der Vorteil der SPH Methode, denn  $\nabla W$  ist analytisch bekannt. [20]

#### Partikel Näherung

Die Abbildung 2.6 zeigt einige Partikel in einem Rechengebiet. Die Eigenschaften des Partikels im Punkt  $i$  berechnen sich durch die gewichtete Summierung der Eigenschaften seiner Nachbarpartikel  $j$  in einem durch die Kernelfunktion  $W$  begrenzten Einflussbereich  $\Omega_j$ . Die Gewichtung des Einflusses jedes Nachbarpartikels erfolgt über den Abstand  $(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j)$  und das Partikelvolumen  $m_j/\rho_j$ .

Aufgrund der endlichen Anzahl an Partikeln im Einflussbereich kann die kontinuierliche Form der Kernel Näherung aus Formel 2.1 auch als diskretisierte Form der Summe aller Nachbarpartikel wie folgt geschrieben werden:

$$f(\mathbf{r}_i) \approx \sum_j^N \frac{m_j}{\rho_j} f(\mathbf{r}_j) W(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j, h). \quad (2.3)$$

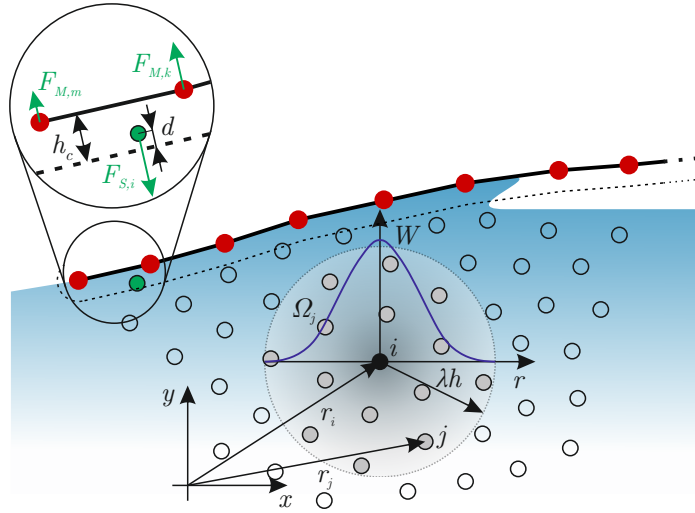


Abbildung 2.6: SPH-FE Schema

Das Verhältnis zwischen  $m_j/\rho_j$  ist das Partikelvolumen und  $N$  ist die Anzahl der sich im Einflussbereich von Partikel  $i$  befindlichen Nachbarpartikel. Die Formel 2.2 lässt sich für die Partikel Annäherung wie folgt schreiben:

$$\nabla f(\mathbf{r}_i) \approx - \sum_j^N \frac{m_j}{\rho_j} f(\mathbf{r}_j) \nabla W(\mathbf{r}_i - \mathbf{r}_j, h). \quad (2.4)$$

Durch diese Näherungen können nun die grundlegenden fluiddynamischen Erhaltungsgleichungen (Massenerhaltung, Impulserhaltung und Energieerhaltung) nach den Formeln 2.5, 2.6 und 2.7 gelöst werden.

$$\frac{d\rho}{dt} = -\rho \nabla \cdot \mathbf{v} \quad (2.5)$$

$$\frac{d\mathbf{v}}{dt} = -\frac{1}{\rho} \nabla p \quad (2.6)$$

$$\frac{du}{dt} = -\frac{p}{\rho} \nabla \cdot \mathbf{v} \quad (2.7)$$

Dabei ist  $\rho$  die Dichte,  $t$  die Zeit,  $\mathbf{v}$  der Geschwindigkeitsvektor,  $p$  der Druck und  $u$  die spezifische innere Energie. Durch die eben aufgeführten Gleichungen entsteht ein Gleichungssystem mit fünf Gleichungen (Gleichung 2.6 enthält den dreidimensionalen Geschwindigkeitsvektor) mit sechs zu lösenden Unbekannten. [20]

Somit muss dem Gleichungssystem noch eine zusätzliche Gleichung hinzugefügt werden. Die Gleichung die dem Gleichungssystem hinzugefügt wird ist die Tait'sche Zustandsgleichung für Wasser:

$$p(\rho) = p_0 + \frac{c_0^2 \rho_0}{\gamma} \left[ \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma - 1 \right]. \quad (2.8)$$

Darin ist  $p_0$  der Referenzdruck,  $\rho_0$  ist die Ausgangsdichte,  $c_0$  die Schallgeschwindigkeit und  $\gamma$  der Adiabatenexponent. Durch diese Gleichung ist der Druck nun von der Dichte

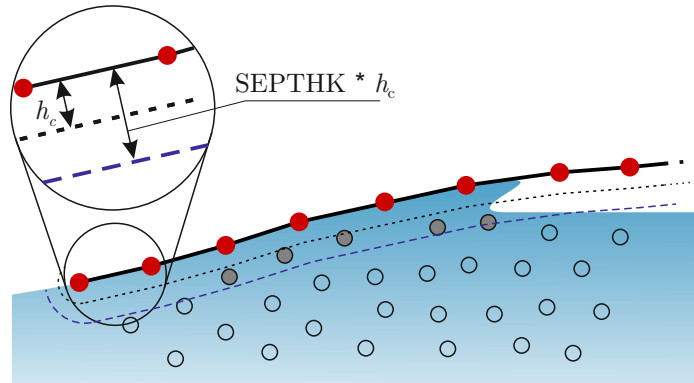
abhängig, was eine künstliche Kompressibilität hervorruft. Dies ist zulässig für Fälle, in denen die Strömungsgeschwindigkeit deutlich unter der Schallgeschwindigkeit des Fluids bleibt. [20]

Ausführlichere Informationen zu den Ausführungen und zur SPH Methode sind den Referenzen [37] und [42] zu entnehmen.

### 2.3.2 Kopplung

Die Kopplung zwischen den SPH Fluidpartikeln und der FE Struktur wird durch einen Strafkontakt (Penalty Contact) umgesetzt. Die SPH Partikel werden als Slave deklariert, wohingegen die Finiten Elemente der Flugzeugstruktur als Masteroberflächen festgelegt werden. Bei dieser Art von Kontakt wird jeder Slaveknoten auf ein Eindringen in die Kontaktzone der Masteroberfläche überprüft. Sobald ein Slaveknoten in die Kontaktzone eingedrungen ist, wirkt eine Strafkraft auf den Slaveknoten und auf die Knoten der Masteroberfläche. Abbildung 2.6 zeigt einen Knoten (grün) der in die Kontaktzone eingedrungen ist. Die Strafkraft ( $F_{S,i} = \sum_j F_{M,j}$ ) ist dabei abhängig von der Eindringtiefe  $d$ . Wird die Eindringtiefe größer, steigt auch die Strafkraft. [15]

Da dieser Kontakt rein repulsiv wirkt und somit nicht den physikalischen Effekt des entstehenden Unterdrucks (Suction, siehe Abschnitt 2.1) imitieren kann, besteht die Möglichkeit zusätzlich eine Trennungsspannung in dem Kontakt zu definieren, um den Unterdruckeffekt näherungsweise zu simulieren (Abbildung 2.7).



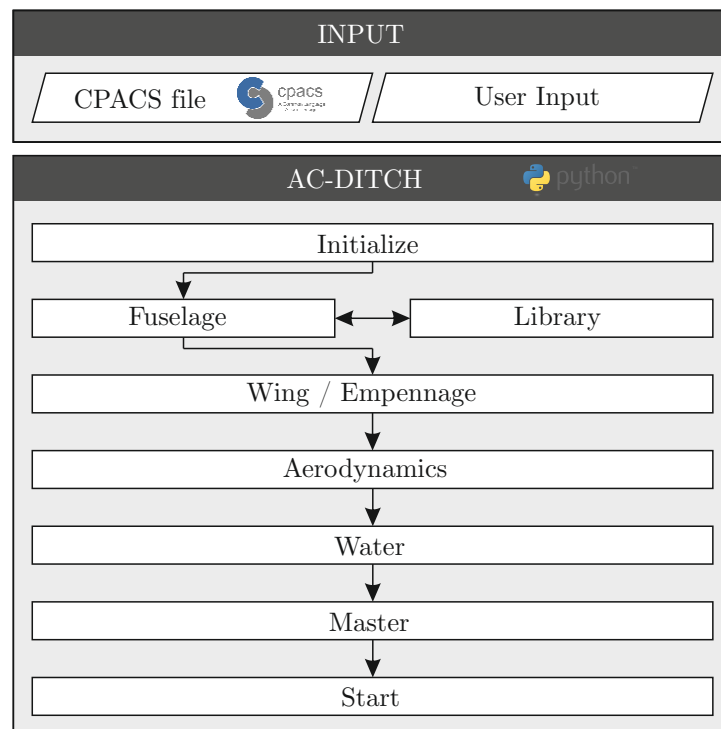
**Abbildung 2.7:** Modellierung des zusätzlichen Suction-Kontaktes in VPS

Nach dem Kontakt eines Partikels mit einem Element bleibt der Partikel an dem Element haften, solange die vom Nutzer vorgegebene Trennungsspannung (separation stress,  $SEPSTR$ ) kleiner als die Strafkontaktspannung ist. Die Kontakthöhe dieses anziehenden Kontaktes ergibt sich aus dem Produkt des Trennungsdickenfaktors (separation thickness factor,  $SEPT HK$ ) und der Kontakthöhe des Standardkontaktes  $h_c$ . Mehr Information sind der Literatur [4, 5, 20] zu entnehmen.

## 2.4 AC-Ditch

Das für die Generierung von Notwasserungs-Simulationsmodellen entwickelte Programm des DLR trägt den Namen *AC-Ditch*. Es wird seit 2014 am Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie entwickelt. Die Simulation von Flugzeugen durch gemeinsame numerische Simulation von FE-SPH ist aufwändig aufgrund der Geometrieerzeugung, Vernetzung, Festlegung der Randbedingungen, Materialmodelle, SPH Partikel Anordnung und Kontaktdefinition. All diese Schritte manuell durch einen Nutzer ausführen zu müssen ist fehleranfällig. Zudem wäre es sehr zeitaufwändig. *AC-Ditch* erzeugt automatisch alle notwendigen Eingabedateien für die Simulation mit VPS und startet im Anschluss die Simulation des erzeugten Modells.

Abbildung 2.8 zeigt den modularen Aufbau und den Ablauf von *AC-Ditch*. Das gesamte Pre-Processing verläuft durch *AC-Ditch* automatisiert. Der Nutzer muss lediglich die im Anschluss an die Simulation notwendige Auswertung der Ergebnisse (Post-Processing) selbstständig durchführen. Neben der Automatisierung und der Zeitersparnis gibt es zwei weitere Vorteile von *AC-Ditch*. In der Designphase können jederzeit Änderungen am Flugzeugdesign erfolgen. Es wäre äußerst zeitaufwändig für jede Änderung am Flugzeugdesign *AC-Ditch* anpassen zu müssen. Die Parametrisierung von *AC-Ditch* allerdings erlaubt Änderungen am Flugzeugdesign ohne mehr Aufwand. Ein weiterer Vorteil ist der modulare Aufbau des Programms. Er ermöglicht eine einfache Einbindung von neuen Modulen oder Modifizierungen.



**Abbildung 2.8:** *AC-Ditch* Aufbau und Ablauf [38]

Die Eingangsdaten die *AC-Ditch* benötigt, beinhalten zum einen eine CPACS-Datei (Common Parametrized Aircraft Configuration Schema) für das Flugzeugdesign und zum anderen verschiedene Python-Dictionaries zusammengefasst in einer Python-Datei (in Abbildung 2.8 mit *User Input* bezeichnet). Die CPACS-Datei enthält alle Flugzeugdaten wie z.B. Geometriebeschreibung, Materialien oder Spant- und Stringerabmaße. In den *User Inputs* können z.B. Einstellungen zum Wassermodell, die Laufzeit der Simulation, Randbedingungen wie Geschwindigkeiten und Ausrichtung des Flugzeuges, Kontakteinstellungen und Einstellungen für die zu speichernden Ergebnisse getätigt werden. Der Nutzer kann in den *User Inputs* auch wählen ob er den zusätzlichen Suction-Kontakt (siehe Abschnitt 2.3.2) in der Simulation nutzen möchte oder nicht. Diese Einstellungen werden in den Python-Dictionaries festgelegt und bei der Ausführung von *AC-Ditch* automatisch eingelesen.

*AC-Ditch* besteht aus den Hauptmodulen Fuselage (Flugzeugrumpf), Wing/Empennage (Flügel und Leitwerke), Aerodynamics (Aerodynamik), Water (Wasser), Master (Fluid-Struktur-Kopplung) und Start (Clustersteuerung).

Für den Flugzeugrumpf (Fuselage) kann gewählt werden zwischen einem bereits erzeugten Flugzeugmodell aus einem digitalen Speicher oder einem neuen Rumpf. Ein neues Rumpfmodell wird mit dem Programm *AC-Crash* erzeugt, welches ebenfalls vom Institut für Bauweisen und Strukturtechnologie entwickelt wurde. Dieses nutzt ebenfalls die Geometriedaten der CPACS-Datei. Für nähere Informationen dazu wird auf [34, 35, 36] verwiesen.

Flügel und Leitwerke können entweder als Balkenelemente oder als Schalenelemente ausgeführt werden. Während die Balkenmodellierung starre oder elastische Flügel- und Leitwerksmodelle ermöglicht, kann die Schalenmodellierung nur als Starrkörper erfolgen.

Das Aerodynamikmodul bietet drei Möglichkeiten an. Die Durchführung der Simulation ohne Aerodynamik, mit einem einfachen Auftriebsmodell oder mit einem detaillierten Aerodynamikmodell. Wird eine Simulation ohne Aerodynamik eingestellt, wird das Aerodynamikmodul übersprungen und auf das Flugzeug wirkt lediglich die Gravitationskraft. Das einfache Auftriebsmodell gleicht zu Beginn der Simulation die Masse des Gesamtflugzeuges durch eine Auftriebskraft aus, die dann über eine definierte Zeit linear auf Null abgesenkt wird. Bei dem detaillierten Aerodynamikmodell wird abhängig von Geschwindigkeit und Nickwinkel der Auftrieb während der Simulation ständig neu berechnet und aktualisiert. Das detaillierte Aerodynamikmodell stellt damit das realistischste Modell dar. Für eine ausführlichere Beschreibung des detaillierten Aerodynamikmodells wird auf [20] verwiesen.

Anschließend erfolgt in *AC-Ditch* die Verschiebung des Gesamtflugzeuges in die gewünschte Startposition über dem Wasserbecken anhand des tiefsten Knoten des Gesamtflugzeuges.

Bei den Einstellungen der Größe des Wasserbeckens im *User Input* wird unterschieden zwischen den Abmaßen des Feldes der SPH Partikel und den Abmaßen der sich im Außenbereich befindlichen Volumenelemente. Zusätzlich kann eine aktive Box (*Active Box*) eingestellt werden. Der SPH-Algorithmus berücksichtigt nur die Partikel innerhalb dieser Box, die sich mit der Struktur mit bewegt, wodurch die Simulation effizienter wird [37, 38].



Das Mastermodul erstellt die Kopplung zwischen den SPH Partikeln und den Finite Elementen (Abschnitt 2.3.2). Das Startmodul startet die Simulation automatisch nachdem *AC-Ditch* das gesamte Modell erzeugt hat. Für detaillierte Informationen des Programmes *AC-Ditch* wird auf [5] verwiesen.

## 2.5 Triebwerksanbindungen und deren Versagen

Die Berücksichtigung der Triebwerke in der Schadensstatistik von Johnson [22] (siehe Abschnitt 2.1) deutet darauf hin, dass die Triebwerke eines Flugzeuges bei einer Notwasserung einen Einfluss auf das Verhalten haben können. Die Hersteller sehen ein Versagen der Triebwerksanbindungen bei Überlasten vor. Bei den behandelten Triebwerken und Triebwerksanbindungen wurden im Rahmen dieser Arbeit lediglich Gasturbinentriebwerke mit Anbaukonfigurationen unterhalb der Tragflächen betrachtet. Der folgende Abschnitt beschreibt, wie allgemein die Anbindungen zwischen Flugzeug und Triebwerk umgesetzt sind und wie ein Versagen der Triebwerksanbindungen abläuft.

### 2.5.1 Relevante Triebwerkstypen

Zunächst werden drei Triebwerke, die für die Größe des in dieser Arbeit genutzten Flugzeuges üblich sind, aufgelistet und gegenübergestellt. Ein sehr häufig verbautes Triebwerk ist der Typ CFM56. Die Baureihe des Joint-Venture zwischen General Electric (GE) aus den USA und der Société nationale d'études et de constructions de moteurs d'aviation (SNECMA) aus Frankreich ist seit den 1970er Jahren im Gebrauch. Heute ist es noch in der A320, A340 und der Boeing 737 im Einsatz. Ein weiteres relevantes Triebwerk ist das V2500. Die römische Fünf steht für die beteiligten Gründungsunternehmen im Jahre 1983, wozu z.B. Rolls-Royce und Pratt & Whitney gehörten. Die Zahl 2500 ist ein Hinweis auf die angestrebte Schubklasse von 25.000 lbf. Das V2500 ist das direkte Konkurrenzprodukt zum vorher erwähnten CFM56. Eines der neuesten Triebwerke für diese Größe von Flugzeugen stellt das PW1100G vom Hersteller Pratt & Whitney dar. Es hatte seinen Erstflug im Jahr 2013 und soll zukünftig am A320neo operieren.

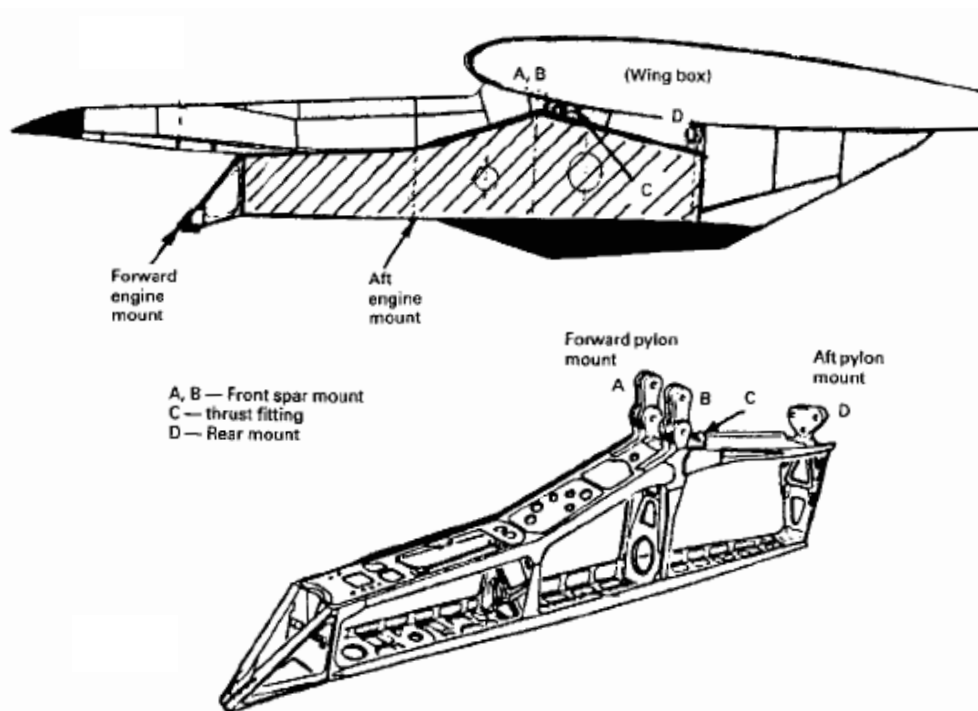
Die Abmaße der drei Triebwerksmodelle wurden [2] entnommen. Für die Massenangaben wurden Zertifizierungsdokumente der EASA genutzt und daraus die Werte verschiedener Triebwerksvarianten eines Typs gemittelt. In den jeweiligen Dokumenten für das CFM56 [9], V2500 [10] und PW1100G [11] beziehen sich die Werte auf die leere Masse des Kerntriebwerks. Diese beinhaltet das Kerntriebwerk, Zubehör und Überwachungsbauteile. Betriebsstoffe sind nicht berücksichtigt. Da für diese Arbeit das Gesamttriebwerk inklusive Anbauteilen, Zubehör, Betriebsmittel und Gondelverkleidung von Bedeutung ist, wird für die Gesamtmasse 25 % der Masse des Kerntriebwerks addiert. Die Tabelle 2.1 stellt die verwendeten Abmaße und Gesamtmassen der drei betrachteten Triebwerke gegenüber.

**Tabelle 2.1:** Gegenüberstellung von Abmaßen und Gesamtmassen für die relevanten Triebwerke

	CFM56	V2500	PW1100G
Länge [m]	3,43	5,25	3,65
Durchmesser [m]	2,07	2,01	2,60
Masse [kg]	3125	3225	3625

### 2.5.2 Triebwerksanbindungen

Bei der Anbindung eines Triebwerkes am Flugzeug wird unterschieden zwischen der Verbindung zwischen Triebwerk zum Pylon und zwischen Pylon zum Flügelkasten. Es gibt für diese Anbindungen verschiedene Varianten. Für die nähere Beschreibung wird sich auf die Anbindungsarten beschränkt, die für die beschriebene Größe des Flugzeuges und der Triebwerkstypen in dieser Arbeit üblich sind. Die Abbildung 2.9 zeigt die Anbindung vom Pylon zum Flügelkasten am Beispiel einer A300. Es ist zu erkennen, dass drei Anbindungspunkte genutzt werden. Zwei vordere Punkte (A und B in Abbildung 2.9) und ein Punkt am hinteren Ende des Pylons (D).

**Abbildung 2.9:** Anbindung eines Pylons am Flügelkasten einer A300 (oben) und Pylonstruktur (unten) [28]

Bei der Verbindung zwischen diesen beiden Baugruppen muss besonders darauf geachtet werden, dass es zu keinem Betriebszeitpunkt zu einer Überlagerung der Pylon- und Flügeigenfrequenz kommt. Zusätzlich dürfen Wärmeausdehnungen nicht zu Spannungsspitzen führen. Aus diesen Gründen sind die beiden vorderen Anbindungen meist als Festlager ausgeführt und die hintere Anbindung als schwimmende Lagerung. [13]

Eine Variante der Verbindung zwischen Pylon und Triebwerk zeigt die Abbildung 2.10 am Beispiel des Triebwerks V2500. Die vordere Anbindung des Triebwerks erfolgt hinter dem Fan über zwei plane Befestigungspunkte mittels Bolzen. Über Schubstangen (thrust link assembly) wird die Aufnahme der entstehenden Schubkräfte durch die vordere Anbindungsstelle sichergestellt. Zusätzlich überträgt die vordere Anbindung seitlich und vertikal wirkende Kräfte. Die hintere Anbindung nimmt das entstehende Moment durch die Rotation der Wellensysteme im Inneren des Triebwerks auf. Seitliche und vertikale Kräfte werden ebenfalls von der hinteren Anbindung aufgenommen. Die schwimmende Lagerung des hinteren Anbindungspunktes in Flugrichtung verhindert mögliche Spannungen durch thermische Ausdehnung. [13]

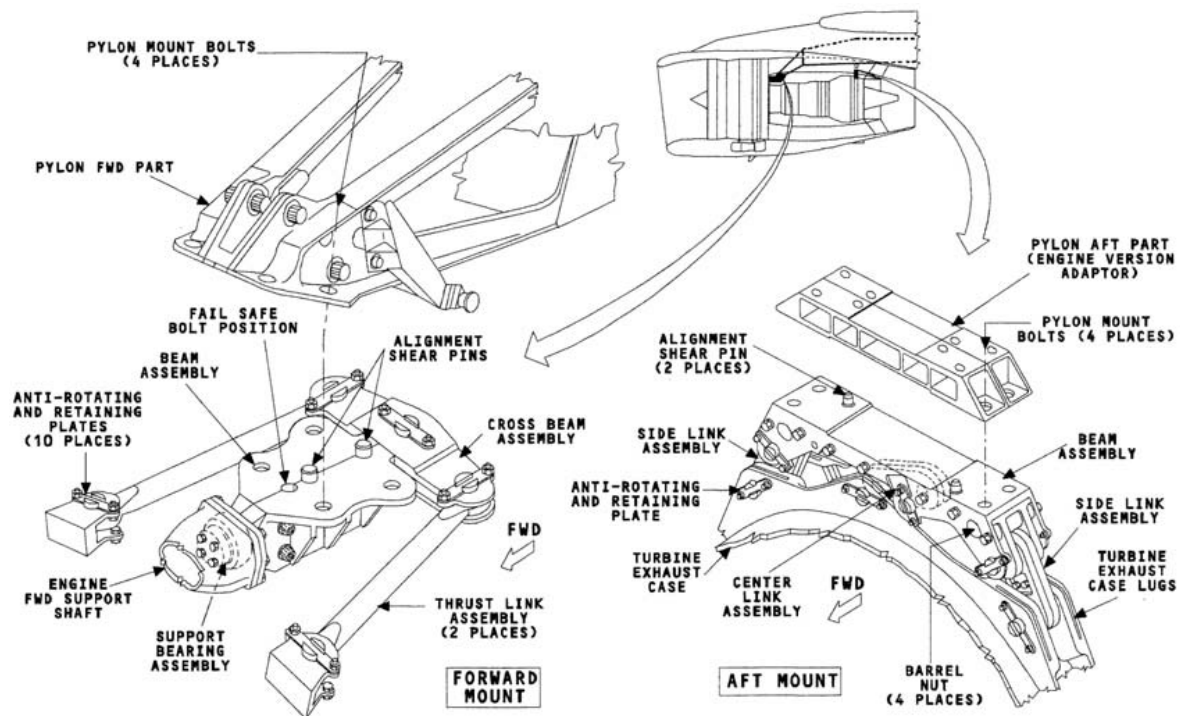
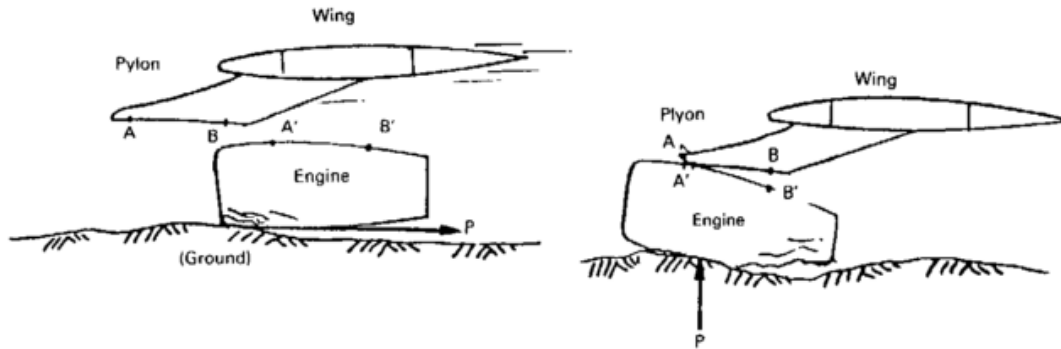


Abbildung 2.10: Triebwerksanbindungspunkte des Triebwerks V2500 [13]

### 2.5.3 Versagen der Triebwerksanbindungen bei Überlast

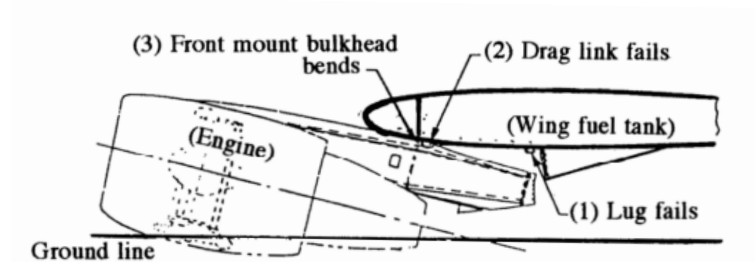
Für den Überlastfall an den Triebwerksanbindungen ist ein Versagen nach EASA CS 25.362 (Engine failure loads) [12] vorgesehen. Es dient dazu, das Triebwerk als Baugruppe inklusive aller Elektronik- und Hydraulikleitungen möglichst problemlos von dem mit entzündlichem Treibstoff gefüllten Flügel zu trennen. Wie ein Versagen der Anbindungen zwischen Triebwerk und Pylon erfolgt, zeigt die Abbildung 2.11.

Bei einer horizontalen Kraft sollen die Anbindungen A und B so versagen, dass sich das Triebwerk nach hinten unter dem Flügel entlang abtrennt. Bei einer vertikalen Kraft soll zunächst die hintere Anbindung (Punkt B in Abbildung 2.11) versagen, um so eine Bewegung vor den Flügel zu bewirken.



**Abbildung 2.11:** Versagen der Anbindung zwischen Triebwerk und Pylon bei überwiegend horizontaler (links) oder vertikaler (rechts) Last [28]

In Abbildung 2.12 ist zu erkennen, wie bei einer vertikal wirkenden Kraft auch die Anbindung zwischen Pylon und Flügel versagen kann. Nach Niu [28] werden die Versagenpunkte meist zwischen Triebwerk und Pylon gewählt (Abbildung 2.11), um möglichst wenig Schaden am Flügelkasten zu verursachen.



**Abbildung 2.12:** Versagen der Anbindung zwischen Pylon und Flügel bei überwiegend vertikaler Last [29]

Die Lasten bei denen eine Trennung der Anbindungen zwischen Triebwerk und Pylon oder zwischen Pylon und Flügel stattfinden soll, werden durch speziell dimensionierte Bolzen und Strukturen definiert. Werte sind nicht verfügbar, jedoch geben Lastvielfache die Möglichkeit einer Abschätzung der minimal zu ertragenden Lasten für die Triebwerksanbindung. Nach Niu [29] sind im Folgenden einige beispielhafte Lastfaktoren für die Dimensionierung der Triebwerksbefestigung aufgeführt, bei denen es nicht zum Versagen kommen darf:

- In vertikaler Richtung für den Landeimpuls gelten Lastfaktoren von  $-4g$  bis  $+8g$  der Triebwerksmasse.
- Ein dreifacher Triebwerksschub gilt als Lastfaktor in horizontaler Richtung.
- Bei einem Unfall gilt in horizontaler Richtung ein Lastfaktor von  $9g$  der Triebwerksmasse.

## 2.6 Konkrete Zielsetzung

Es wurde erläutert, dass die Notwasserung einen kritischen Lastfall für die Zulassung neuer Flugzeugmuster darstellt. Größte Priorität haben die Unversehrtheit der Insassen und eine möglichst schnelle Evakuierung. Die numerische Simulation stellt durch geringere Kosten und umfangreichere Untersuchungsmöglichkeiten eine effektive Ergänzung für die bisher genutzten Zulassungsmethoden dar. Das Programm *AC-Ditch* des DLR Instituts für Bauweisen und Strukturtechnologie dient zur Erstellung von Modellen zur Simulation von Flugzeugnotwasserungen. Bisher wurden Triebwerke für diese Simulationen nicht berücksichtigt. Die Aufgabe für diese Arbeit besteht darin, das Programm *AC-Ditch* um ein Triebwerksmodul zu erweitern und den Einfluss der Triebwerke auf das kinematische Verhalten des Flugzeuges durch Simulationen zu untersuchen. Dafür sollen zunächst Modellierungsvarianten für Triebwerk, Pylon und Triebwerksanbindung erarbeitet werden. Anschließend soll die gewählte Modellierung mit einem Versagensmodell versehen werden, welches bei Überlast das Abreißen der Triebwerke ermöglicht.

Für das zu entwickelnde Modul können nach den bisher beschriebenen Abschnitten bereits konkretere Ziele angesetzt werden. Das neue Triebwerksmodul sollte sich durch Flexibilität und Automatisierung auszeichnen. Zudem sind möglichst wenig Eingabeparameter für das Modul anzustreben, damit es für den Nutzer einfach einstellbar ist. Das erzeugte Triebwerksmodell sollte ebenfalls möglichst einfach und robust sein und keine zu detaillierte Modellierung aufweisen, da dies zu nicht akzeptablen Rechenzeiten der Gesamtsimulation führen würde. Die Modellierung des Pylons und der Anbindungspunkte sollte ein realistisches Abreißverhalten ermöglichen.

Durch die anschließenden Simulationen sollen die Fragen beantwortet werden, ob Triebwerke in Notwasserungssimulationen berücksichtigt werden sollten und wie sich das kinematische Verhalten des Flugzeuges bei zusätzlich modellierten Triebwerken verändert. Weiterhin soll untersucht werden, welche Modellierung für die Anbindung zwischen Triebwerk und Flügel zu wählen ist und welche Versagenslast den Anbindungen vorgegeben werden sollte.



# 3 Entwicklung des Triebwerksmoduls

Das folgende Kapitel beschreibt zu Beginn das gewählte Triebwerksmodell mit Versagensmodell und die Validierung des gewählten Modells. Im zweiten Abschnitt wird erläutert, wie das Triebwerksmodul aufgebaut und in das Programm *AC-Ditch* eingebunden wurde.

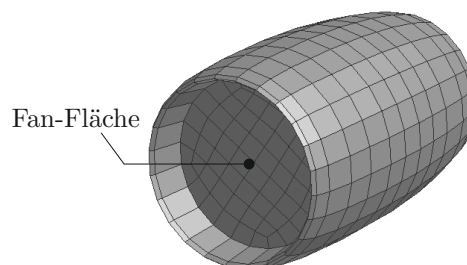
## 3.1 Triebwerksmodell

Dieser Abschnitt beschreibt das Triebwerksmodell. Es werden zunächst die Modellierungsvarianten von Triebwerk, Pylon und den Anbindungspunkten erläutert, bevor anschließend auf das Versagensmodell und die Validierung des Modells eingegangen wird.

### 3.1.1 Modellierungsvarianten

Für die abgezielte Art von Simulationen muss zwischen benötigtem Detaillierungsgrad und zulässiger Rechendauer abgewogen werden. Die Modellierung von Baugruppen wird oft vereinfacht, um Rechenzeit einzusparen. Dabei sollte das mechanische und physikalische Verhalten beibehalten werden. Aus Kapitel 2 können bereits einige Vereinfachungen für Triebwerk und Pylon abgeleitet werden.

Für das Triebwerksmodell wurde ein starres Schalenmodell aus einem generischen Netz umgesetzt (Abbildung 3.1). Die starre Modellierung wurde gewählt, da in Realität ein sehr fester Triebwerkskern lediglich geringe Triebwerksverformungen zulässt. Auf eine detaillierte Innenmodellierung des Triebwerkes wurde verzichtet. Bei Simulationen dieser Art ist das globale Verhalten des Triebwerkes von Bedeutung und weniger das der inneren Bauteile.



**Abbildung 3.1:** Generisches Netz eines Triebwerksmodells

Zudem würde eine detaillierte Modellierung des Inneren die Rechendauer erhöhen. Bei der Fläche des Fans wurde eine plane, nach hinten verschobene Fläche gewählt. So können die entstehenden Wasserinteraktionen mit der Vorderkante des Triebwerkmodells abgebildet werden. Sowohl bei den Trägheitsmomenten als auch bei der Masse wurde darauf geachtet realistische Werte zu nutzen.

Der Detaillierungsgrad des Pylon konnte ebenfalls minimiert werden. Ähnlich wie beim Triebwerk wurde auf eine detaillierte Fachwerkbauweise des Pylons (siehe Abbildung 2.9, unten) verzichtet. Letztendlich wurde der Pylon mit Stabelementen als Starrkörper modelliert und am Flügel befestigt.

Wie bereits in Abschnitt 2.5.3 erläutert, befinden sich die Versagenspunkte typischerweise zwischen Triebwerk und Pylon und nicht zwischen Pylon und Flügelkasten, um Schäden am im Flügel befindlichen Tank zu vermeiden. Auf detaillierte Modellierung von Bolzen oder Anbindungspunkten wurde wegen eines deutlichen Anstiegs der Rechenzeit verzichtet. Um das gewünschte Abreißverhalten der Triebwerke zu ermöglichen (siehe Abbildung 2.11) ist die einfachste Modellierung einer Punktanbindung nicht ausreichend. Es mussten demnach mindestens zwei Anbindungspunkte (vordere und hintere Anbindung) umgesetzt werden. Dazu wurden Stabelemente verwendet.

Neben den verschiedenen Modellierungsvarianten der Bauteile gibt es unterschiedliche Möglichkeiten für die Modellierung des Versagens der Anbindungen. Dafür stellt der genutzte Löser VPS verschiedene Materialtypen zur Verfügung. Der folgende Abschnitt 3.1.2 beschreibt detailliert das gewählte Versagensmodell.

### 3.1.2 Versagensmodell

Wie in Abschnitt 2.5.3 bereits erwähnt, sind für die Versagenslast der Anbindungen keine konkreten Werte verfügbar. In der Literatur [29] gibt es allerdings einige minimal zu ertragende Lastfaktoren mit denen eine Übersichtsrechnung durchgeführt werden kann, um einen Anhaltspunkt für die Dimension der Versagenslasten zu erhalten (siehe Abschnitt 2.5.3). Es ergeben sich folgende minimal zu ertragende Lasten:

$$\begin{pmatrix} Fx \\ Fy \\ Fz \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 3 \cdot F_T \\ 2,5 \cdot m_T \cdot g \\ 8 \cdot m_T \cdot g \end{pmatrix}. \quad (3.1)$$

Für den Schub  $F_T$  eines CFM56 Triebwerkes wurde ein Wert von 110 kN recherchiert. Die Masse wurde wie in Abschnitt 2.5.1 für das CFM56 mit ca. 3125 kg berechnet. Es ergeben sich folgende Kräfte in die verschiedenen Koordinatenrichtungen bis zu denen die Triebwerksanbindungen halten müssen:

$$\begin{pmatrix} 3 \cdot 110 \text{ kN} \\ 2,5 \cdot 3125 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \\ 8 \cdot 3125 \text{ kg} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 330 \text{ kN} \\ 77 \text{ kN} \\ 245 \text{ kN} \end{pmatrix}. \quad (3.2)$$

Für einen Unfall wird zusätzlich ein allgemeiner Lastfaktor von 9g in horizontaler Richtung angenommen. Für diesen Faktor ergibt sich eine Kraft von 276 kN, die die Anbindungen aushalten müssen.



Die Verbindung zwischen Triebwerk und Pylon erfolgte über die Verbindung von Knoten der Stabelemente mit dem Starrkörper-Referenzknoten des Triebwerks. Für das Versagensmodell wurde für die Stabelemente ein Materialmodell hinterlegt. Das gewählte Materialmodell ist ein elastisch-plastisches Materialverhalten (Material 202 in VPS), welches ausschließlich bei Stabelementen nutzbar ist [14, 15]. Für dieses Material kann vorgegeben werden, bei wie viel plastischer Dehnung ( $\varepsilon_{p,max}$ ) die damit modellierten Elemente aus der Simulation gelöscht werden (siehe Abbildung 3.2). Dies ist gleichzusetzen mit dem Versagen der Anbindungen. Für Material 202 müssen folgende Werte hinterlegt werden:

- Dichte  $\rho$
- Elastizitätsmodul  $E$
- Streckgrenze  $\sigma_y$
- Tangentenmodul für den plastischen Bereich  $E_t$
- Maximale plastische Dehnung für Elementelimination ( $\varepsilon_{p,max}$ )

Für die vollständige Definition eines Stabelementes gehört neben den zwei Knotennummern und der Materialkarte ebenfalls eine Partkarte. Über diese Partkarte wird das eigentliche Stabelement mit dem gewünschten Material gekoppelt. Zudem wird in der Partkarte die Querschnittsfläche  $A_S$  der Elemente hinterlegt. Über einfache mechanische Zusammenhänge können nun die benötigten Variablen für eine gewünschte Versagenslast  $F_V$  festgelegt werden.

Die Dichte wurde mit  $\rho = 7850 \text{ kg/m}^3$  festgelegt. Der Elastizitätsmodul wurde konstant bei  $E = 100 \text{ kN/mm}^2$  belassen. Diese beiden Werte und die Länge der Stabelemente sollten mit Bedacht gewählt werden, da sie das stabile Zeitinkrement  $\Delta t$  nach Courant-Friedrichs-Lewy Stabilitätskriterium (CFL Kriterium) beeinflussen (Formel 3.3). [23]

$$\Delta t \leq \frac{L_{min}}{\sqrt{\frac{E}{\rho}}} \quad (3.3)$$

Demnach sind die Länge des kürzesten Stabelementes, der Elastizitätsmodul und die Dichte zeitschrittrelevant. Werden diese Werte unüberlegt gewählt, kann dies die Rechendauer stark negativ beeinflussen.

Die genutzte Querschnittsfläche von  $A_S = 50 \text{ mm}^2$  wurde anhand einer Parameterstudie ermittelt. Bei den Parameterstudien zeigte sich, dass bei zu hohen Querschnitten ein deutliches Schwingen der Stabelemente auftritt. Über die gewählte Querschnittsfläche und die gewünschte Versagenslast kann die für das Materialmodell einzustellende Streckgrenze nach Formel 3.4 berechnet werden. Für die Versagenslast wurde anhand der vorherigen Überschlagsrechnung und Referenzsimulationen des Gesamtflugzeuges mit angebundenen Triebwerken zunächst eine Kraft von  $F_V = 500 \text{ kN}$  je Stabelement festgelegt.

$$\sigma_y = \frac{F_V}{A_S} = \frac{500 \text{ kN}}{50 \text{ mm}^2} = 10 \text{ kN/mm}^2 \quad (3.4)$$

Die Elemente sollen direkt nach Erreichen der Streckgrenze versagen. Deshalb ist der Tangentenmodul für den plastischen Bereich gleich Null und die plastische Dehnung für die Elementelimination mit einem Wert von  $1 \cdot 10^{-5}$  sehr niedrig gewählt. Für die Gesamtdehnung  $\varepsilon$  bis zum Versagen werden 10% gewählt. Die Stablänge ( $l_S$ ) wurde aufgrund der Zeitschrittrelevanz mit 100 mm festgelegt.

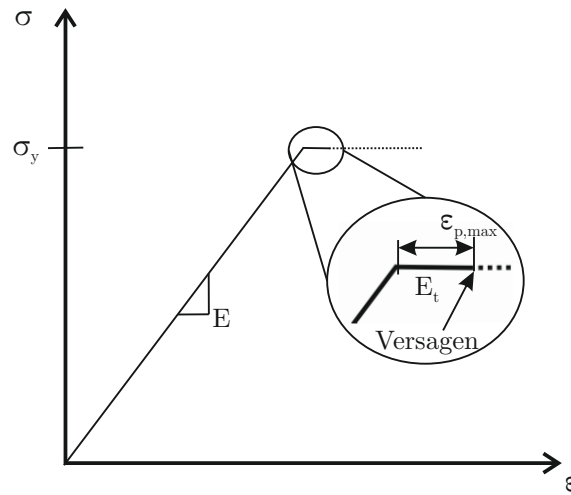


Abbildung 3.2: Grafische Darstellung des Versagensmodell (MAT202)

Für die numerische Simulation ist es nicht von Bedeutung, ob es sich bei den Werten für  $\sigma_y$ ,  $E$  und  $\rho$  um reale Materialwerte handelt. Bei einer gewünschten Versagenslast und unter Berücksichtigung des stabilen Zeitinkrementes ergeben sich die Werte wie eben beschrieben. Es zeigt sich, dass die Versagenslast bei diesem Vorgehen alleine durch die Streckgrenze  $\sigma_y$  variiert werden kann.

### 3.1.3 Validierungsschritte

Die Validierung des gewählten Versagensmodells erfolgte über drei Schritte, welche in Abbildung 3.3 gezeigt sind.

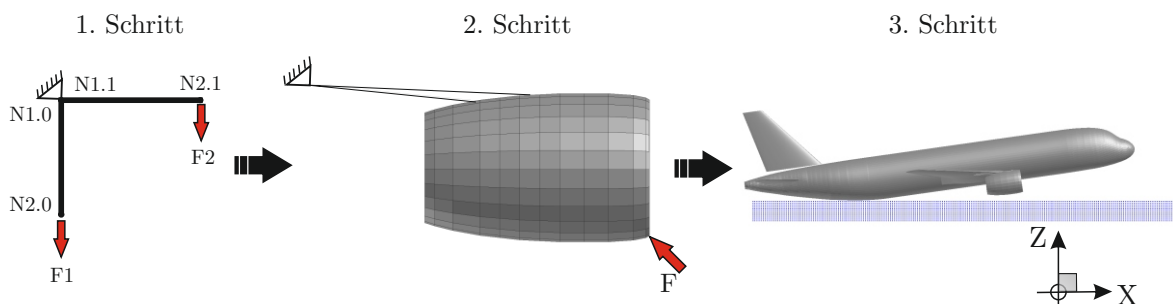
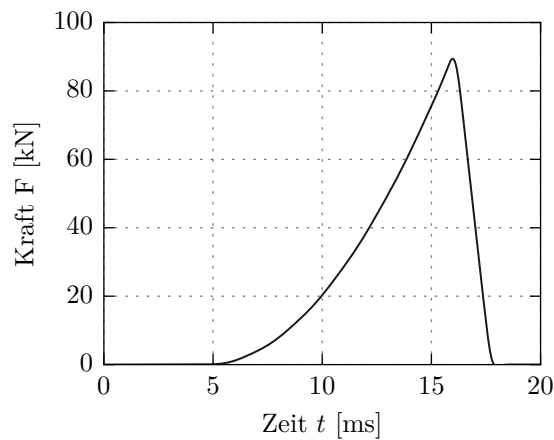


Abbildung 3.3: Validierungsschritte

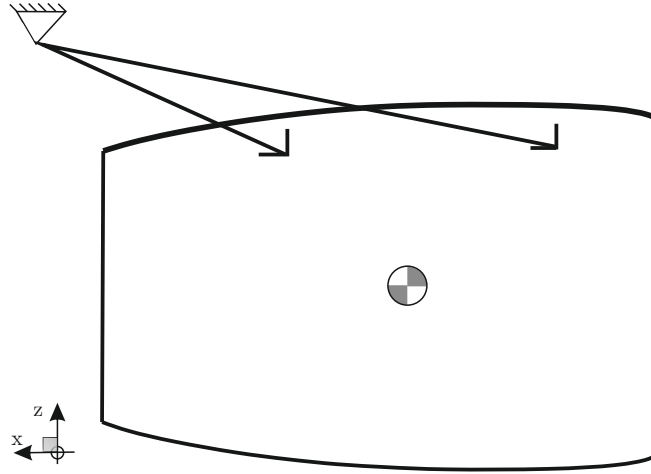
Im ersten Schritt wurde ein einfaches Simulationsmodell aufgebaut (siehe Abbildung 3.3, links). Es beinhaltet lediglich vier Knoten und zwei Stabelemente. Zwei der vier Knoten (N1.0 und N1.1) sind fest eingespannt, wohingegen die anderen beiden Knoten (N2.0 und N2.1) frei beweglich sind. Die Knoten N1.0 und N1.1 befinden sich auf exakt der gleichen Position.

Über zwei Kraftvektoren (F1 und F2) wurden die Stäbe an den Knoten N2.0 und N2.1 unterschiedlich belastet. Um Schwingungen aufgrund eines abrupten Angriffs der Kräfte zu verhindern, wurden die Kräfte über eine Halbsinuswelle sukzessive aufgeprägt. Das Versagen erfolgte wie gewünscht, nach dem Erreichen der eingestellten Versagenslast von 90 kN. Die Abbildung 3.4 zeigt den Kraftverlauf eines Stabelementes während dieser Simulation. Es ist zu erkennen, wie das Element bei der vorgegebenen Kraft von 90 kN versagt und keine höhere Kraft aufnimmt. Um durch das Versagen und die resultierende Entlastung keine Schwingungen hervorzurufen, wird das Element über eine Dauer von 100 Zeitschritten aus der Simulation gelöscht.



**Abbildung 3.4:** Beispielhafter Kraftverlauf eines Stabelementes im ersten Schritt der Validierung

Nach dem erfolgreichen Test des Minimalmodells wurde die Modellierung erweitert. Im zweiten Schritt wurden zwei der Modelle, wie in Schritt eins zu sehen, in das Triebwerksmodell integriert. Die Abbildung 3.5 zeigt eine schematische Seitenansicht des Modells und die darin verwendeten Stabelemente für Pylon- und Versagensmodelle. Ein Anbindungspunkt zwischen Pylon und Triebwerk befindet sich im vorderen Bereich und der zweite Anbindungspunkt liegt im hinteren Bereich. Dazu wurden die Knoten (N1.0 und N1.1), an denen der Pylon angebracht ist, zur Starrkörperdefinition des Pylons hinzugefügt. Die Knoten (N2.0 und N2.1) am Ende der Stabelemente wurden dagegen mit dem Starrkörper des Triebwerkes verbunden, der über seinen Schwerpunkt definiert ist. Es ist zu erkennen, dass die Stäbe in die positive z-Richtung und die positive x-Richtung ausgerichtet sind. Daraus resultieren geringere Schwingungen der Stabelemente bei einer angreifenden Kraft (siehe Abbildung 3.3, mitte).



**Abbildung 3.5:** Anbindungspunkte des Triebwerkes (Seitenansicht)

Um ein realistisches Verhalten des Triebwerkes zu erhalten, musste der Starrkörper mit realistischen Werten für Masse und Trägheitsmomente bestückt werden. Die Trägheitsmomente wurden näherungsweise über die Formel für einen Vollzylinder ermittelt (Formel 3.5). Eine Beispielrechnung erfolgt für den Triebwerkstyp eines CFM56. Die Deviationsmomente in Formel 3.5 sind Null, da es sich bei den Achsen der berechneten Geometrie um Hauptachsen handelt.

$$\mathbf{I} = \frac{m_T}{2} \begin{pmatrix} R_T^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{2} \cdot (R_T^2 + \frac{L_T^2}{3}) & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{2} \cdot (R_T^2 + \frac{L_T^2}{3}) \end{pmatrix} \quad (3.5)$$

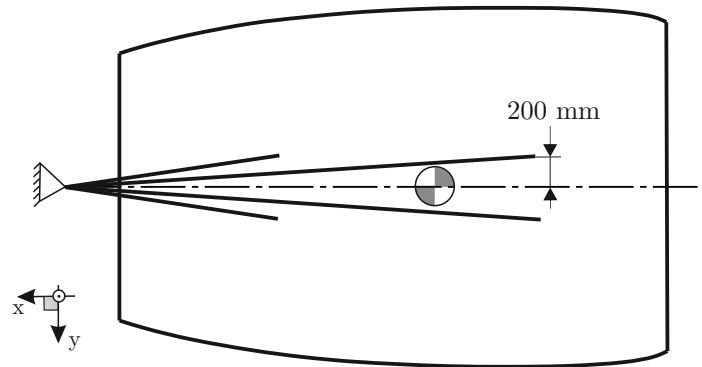
Die Triebwerksmasse  $m_T$  liegt für das CFM56 Triebwerk bei 3125 kg. Der Radius  $R_T$  beträgt ca. 1035 mm. Die Länge  $L_T$  des CFM56 liegt bei 3430 mm. Es ergeben sich für das CFM56 Triebwerk die in Tabelle 3.1 gezeigten Hauptträgheitsmomente.

**Tabelle 3.1:** Hauptträgheitsmomente des Triebwerkstyps CFM56

$I_{xx}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	1673,7·10 <sup>6</sup>
$I_{yy}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	3900,6·10 <sup>6</sup>
$I_{zz}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	3900,6·10 <sup>6</sup>

Das Modell wurde anschließend mit Lasten in x, y und z-Richtung belastet. Das Verhalten bei Belastungen in x- und z-Richtung erschien realistisch. Bei Belastungen in y-Richtung, also bei einer seitlichen Kraft, drehte sich das Triebwerk mit seinem Schwerpunkt allerdings über die oben befindlichen Anbindungspunkte um die x-Achse. Dieses Verhalten zeigte sich, weil Stabelemente keine Biege- und Torsionsmomente aufnehmen können. Um dem Problem entgegen zu wirken und mehr Stabilität zu erreichen, wurden die Anbindungen in y-Richtung kopiert und jeweils um  $\pm 200$  mm (*pylon\_copy*) verschoben. Für den Wert der Verschiebung wurde ein realer Abstand der vorderen Anbindungen zwischen Pylon und Triebwerk gewählt.

Abbildung 3.6 zeigt eine schematische Ansicht von oben auf das Triebwerksmodell mit vier Anbindungspunkten.



**Abbildung 3.6:** Anbindungspunkte bei der Sicht von oben auf das Triebwerk

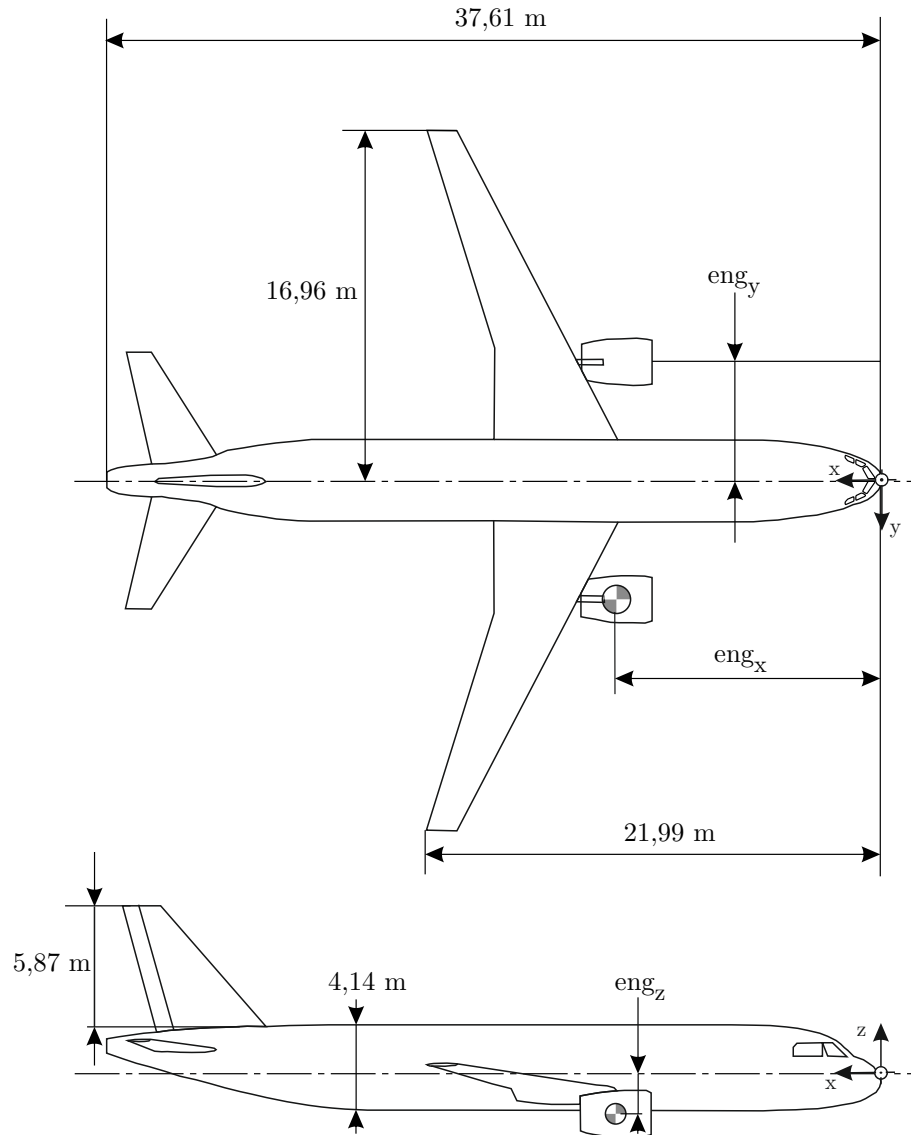
Nach zufriedenstellenden Simulationsergebnissen mit dem zweiten Modell, folgte im dritten Schritt die Validierung am Gesamtflugzeug. In der Abbildung 3.7 sind die wesentlichen Abmaße des genutzten Flugzeuges gezeigt. Die Abbildung verdeutlicht, über welche Parameter die Positionierung der Triebwerke am Gesamtflugzeug erfolgt. Durch die Parameter  $eng_x$ ,  $eng_y$  und  $eng_z$  kann die Position am Gesamtflugzeug vorgegeben werden.

**Tabelle 3.2:** Gegenüberstellung der Positionierung der Triebwerke am Flugzeug

	CFM56	V2500	PW1100G
$eng_x$ [m]	12,85	13,66	12,90
$eng_y$ [m]	5,75	5,75	5,75
$eng_z$ [m]	-2,29	-2,29	-2,29

Die Tabelle 3.2 enthält die genutzten Positionierungen der möglichen Triebwerkstypen. Dabei ist zu erkennen, dass sich lediglich die Positionierung in x-Richtung verändert, da der Flügel gleich bleibt.

Zu Beginn des dritten Validierungsschrittes wurde eine Versagenslast von 500 kN je Stabelement angesetzt (vgl. Abschnitt 3.1.2). Zusätzlich wurde der Pylon mit dem Starrkörper des Flugzeuges verbunden. Es musste ein Kontakt zwischen Flügel und Triebwerken hinzugefügt werden, um nach dem Abreißen eine Durchdringung der beiden Bauteile zu verhindern. Dafür wurde ein Strafkontakt, wie in Abschnitt 2.3.2 beschrieben, genutzt. Die Triebwerke bilden die Masteroberflächen, die Knoten des Flügels sind in diesem Kontakt die Slaveknoten.



**Abbildung 3.7:** Generisches Transportflugzeug D150 mit Positionierung der Triebwerke

Die Validierungssimulationen des Versagensmodells am Gesamtflugzeug zeigten ein Abreißen der Triebwerke bei der gewünschten Last. Näheres zum Abreißverhalten und der gewählten Versagenslast in der Gesamtsimulation folgt in Kapitel 4.

## 3.2 Triebwerksmodul

In diesem Abschnitt wird das Python-basierte Triebwerksmodul beschrieben. Zunächst wird erläutert, wie das neue Modul in das Programm *AC-Ditch* eingebunden wurde. Es wird ebenfalls erläutert, welche Änderungen am Flugzeugmodell durchgeführt werden mussten. Anhand eines Flussdiagrammes wird anschließend der Aufbau und Ablauf des Triebwerksmoduls näher beschrieben.

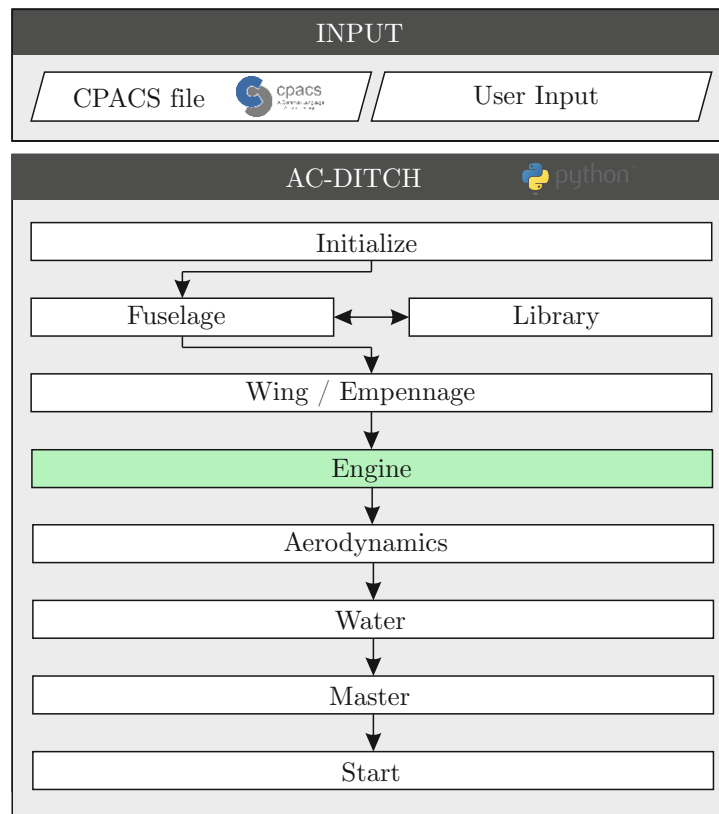
### 3.2.1 Einbindung in *AC-Ditch*

Das zugrunde liegende Programm *AC-Ditch* wurde bereits in Abschnitt 2.4 erläutert. Um das Flugzeugmodell um Triebwerke zu erweitern, wurde ein neues Modul in das Gesamtprogramm *AC-Ditch* eingebunden. Das neue Modul wurde mit der Python-Version 2.7 geschrieben.

Das Modul für die Erstellung der Triebwerke wird nach der Erstellung von Rumpf und Flügeln ausgeführt. Die Abbildung 3.8 zeigt den Ablauf von *AC-Ditch* mit dem neuen Modul und macht dessen Einordnung deutlich. Es wurde zudem ein neues Dictionary in die Python-Datei *User Input* eingebaut, worüber der Nutzer die Einstellungen für das Triebwerksmodul tätigen kann. Es handelt sich um folgende Einstellungsmöglichkeiten:

- **engines** (Antrieb): Diese Option ermöglicht es dem Nutzer zu wählen, ob das verwendete Flugzeug mit oder ohne Triebwerke generiert werden soll. Bei der Angabe, das Flugzeug ohne Triebwerke nutzen zu wollen, wird das gesamte Triebwerksmodul übersprungen und nicht ausgeführt. Diese Option ermöglicht ein schnelles Umschalten zwischen einem Flugzeug mit und ohne Triebwerke.
- **failure** (Versagen): Bei dieser Option kann ausgewählt werden, ob die Möglichkeit bestehen soll, dass die Triebwerksanbindungen versagen, oder ob die Triebwerke starr am Flugzeug angebracht sein sollen.
- **number** (Anzahl): Dadurch kann die Anzahl der Triebwerke, die durch das Triebwerksmodul erzeugt werden sollen, ausgewählt werden. Aktuell besteht die Möglichkeit für Kurz- und Mittelstreckenflugzeuge zwei Triebwerke auszuwählen oder für große Langstreckenflugzeuge wie beispielsweise einem Airbus A380 vier Triebwerke erzeugen zu lassen. In dieser Arbeit beschränkt sich die Nutzung allerdings auf zweistrahlige Konfigurationen.
- **type** (Typ): Die letzte Option lässt den Nutzer den Triebwerkstyp wählen. Es stehen die Triebwerkstypen CFM56, V2500 und PW1100G zur Verfügung. Für die jeweilige Anpassung wird das eingelesene Netz des Triebwerkes auf die notwendige Größe skaliert.

Wie die vom Nutzer gewünschten Eingaben im Triebwerksmodul verarbeitet und umgesetzt werden, wird im nächsten Abschnitt beschrieben.



**Abbildung 3.8:** *AC-Ditch* mit Erweiterung um Triebwerksmodul (In Anlehnung an [38])

Nach der Einbindung des Triebwerkmoduls mussten zusätzlich Änderungen am Modul *Fuselage* durchgeführt werden. Durch das Hinzufügen der Triebwerke wurden Schwerpunktlage, Hauptträgheitsmomente und Gesamtmasse des Gesamtflugzeuges verändert. Die Werte sind für das Gesamtflugzeug ohne Triebwerke und mit Triebwerken des Typs CFM56 in Tabelle 3.3 gegenübergestellt. Die Tabelle zeigt besonders einen Einfluss auf die Schwerpunktlage und die Gesamtmasse des Flugzeuges. Der Einfluss auf die Hauptträgheitsmomente ist dagegen mit unter 1% Abweichung vernachlässigbar klein. Um die Gesamtmasse zu korrigieren, konnte lediglich die Masse der erzeugten Triebwerke von der Gesamtmasse des Flugzeuges subtrahiert werden.

**Tabelle 3.3:** Gegenüberstellung von Schwerpunktlage, Hauptträgheitsmomenten und Masse des Gesamtflugzeug ohne und mit Triebwerken

	Ohne Triebwerke	Mit Triebwerken(unkorrigiert)	Mit Triebwerken(korrigiert)
x-Position [mm]	16490	16201 (-1,75%)	16490
y-Position [mm]	0	0	0
z-Position [mm]	-430	-577 (-34,4%)	-430
$I_{xx}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	$4,56433 \cdot 10^{12}$	$4,57212 \cdot 10^{12}$ (+0,17%)	$4,57212 \cdot 10^{12}$
$I_{yy}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	$3,31719 \cdot 10^{12}$	$3,32499 \cdot 10^{12}$ (+0,23%)	$3,32499 \cdot 10^{12}$
$I_{zz}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	$1,35815 \cdot 10^{12}$	$1,36150 \cdot 10^{12}$ (+0,25%)	$1,36150 \cdot 10^{12}$
$m_{Ges}$ [kg]	72547	78797 (+9%)	72547



Für die Anpassung des Schwerpunktes musste der ursprüngliche Schwerpunkt des Flugzeugrumpfes verschoben werden, um mit den zusätzlichen Triebwerken wieder die insgesamt gewünschte Schwerpunktlage des Gesamtflugzeuges zu erhalten. Die benötigte Verschiebung des Rumpfschwerpunktes  $x_R$  lässt sich beispielhaft für die x-Koordinatenrichtung über folgende Formeln ermitteln.

$$m_{Ges} \cdot x_{COG} = \sum_{i=1}^n m_i \cdot x_i \quad (3.6)$$

$$m_{Ges} \cdot x_{COG} = m_R \cdot x_R + m_T \cdot x_T \quad (3.7)$$

$$x_R = (m_{Ges} \cdot x_{COG} - m_T \cdot x_T) \cdot \frac{1}{m_R} \quad (3.8)$$

Wird bei einer Nutzung der Triebwerke der Rumpfschwerpunkt in x-, y- und z-Richtung um die für die Koordinatenrichtungen berechneten Werte in Anlehnung an Formel 3.8 verschoben, so ergibt sich zusammen mit den Schwerpunkten der Triebwerke ein korrekter Gesamtschwerpunkt des Flugzeuges. Die Anpassungen der Gesamtmasse und des Schwerpunktes erfolgen automatisiert und für jeden Triebwerkstyp individuell im Triebwerksmodul.

### 3.2.2 Aufbau Triebwerksmodul

Während der Ausführung des Triebwerkmoduls werden zwei Dateien geschrieben. In die erste Datei werden alle VPS-Karten geschrieben. Die zweite Datei beinhaltet das Netz. Zusätzlich zu der sich hier anschließenden Beschreibung zeigt die Abbildung 3.10 ein Flussdiagramm des Triebwerkmoduls. Sämtliche Moduleingaben aus dem *User Input* (engine, failure, number und type) werden zu Beginn der Modellerstellung dem Schnittstellen-Dictionary *Commons* übergeben, um die Informationen während der Erstellung des Triebwerkmoduls verarbeiten zu können.

#### Eingabewerte und Berechnung grundlegender Faktoren

Einige Einstellungen sind nicht direkt im *User Input* veränderbar. Diese sind im Triebwerksmodul hinterlegt. Dazu gehören:

- Durchmesser und Länge des eingelesenen generischen Triebwerknetzes
- Durchmesser, Länge und Masse eines gewünschten Triebwerktyps
- Positionierung der Triebwerke am Gesamtflugzeug
- Position der Pylonanbindung an den Triebwerken, inklusive Abstand der Anbindungs-paare in y-Richtung (*pylon\_copy*)
- Länge der Stabelemente ( $l_S$ ) des Versagensmodells
- Materialmodellparameter des Versagensmodells (siehe Abschnitt 3.1.2)

Grundsätzlich sind diese Werte eingestellt und sollten nur bei Sonderfällen angepasst werden, da einige von ihnen (siehe Abschnitt 3.1.2) die Rechendauer maßgeblich beeinflussen.

Im Anschluss wird zunächst die benötigte Skalierung für die Anpassung des eingelesenen generischen Netzes an den gewünschten Triebwerkstypen berechnet, um die korrekte Triebwerksgröße zu erhalten. Die benötigten Faktoren für die Länge ( $Skal_x$ ) und den Durchmesser ( $Skal_{yz}$ ) ergeben sich wie folgt:

$$Skal_x = \frac{l_{Neu}}{l_{Netz}} \quad (3.9)$$

$$Skal_{yz} = \frac{d_{Neu}}{d_{Netz}} \quad (3.10)$$

Im Anschluss werden die Trägheitsmomente für den gewünschten Triebwerkstyp über die zu Beginn hinterlegten Durchmesser, Länge und Masse des neuen Triebwerkstyps berechnet. Die Berechnung erfolgt über die Formel 3.5 (siehe Abschnitt 3.1.3). Diese Formel ist im Skript hinterlegt und wird automatisch für den gewünschten Triebwerkstyp ausgeführt, um diese Werte später auf den Schwerpunkt des Triebwerkes aufzuprägen.

### Einlesen des Triebwerknetzes und anschließende Skalierung

Bei einem Schleifendurchlauf wird je ein Triebwerk erzeugt, welches mit dem Einlesen des Netzes eines generischen Triebwerksmodells beginnt. Der Koordinatenursprung des Triebwerkes liegt im Schwerpunkt. Die Erzeugung eines beliebigen Triebwerkstyps aus einem generischen Netz ist eine der grundlegenden Funktionen des neuen Moduls. Hierzu muss zunächst eine Datei mit Knoten und Schalenelementen eingelesen werden. Die x-Koordinaten der Knoten werden mit dem Faktor  $Skal_x$  multipliziert, um die gewünschte Länge zu erhalten. Die y- und z-Koordinaten werden dagegen mit dem Faktor  $Skal_{yz}$  multipliziert, um auf den benötigten Durchmesser zu kommen. Zudem wird im Schwerpunkt des Triebwerkes ein Knoten erzeugt. Dieser wird später genutzt, um die Trägheitsmomente und die Masse für den Starrkörper des Triebwerkes zu definieren. Im gleichen Schritt werden alle Knoten zusätzlich um die zu Beginn des Skriptes festgelegte Position des Triebwerkes am Flugzeug verschoben.

Um später bei der Erzeugung des Gesamtflugzeuges keine Probleme mit bereits vergebenen Knoten-, Material- oder Partnummern zu bekommen wird das Schnittstellen-Dictionary *Commons* genutzt. In ihm sind alle bereits verwendeten Nummern gespeichert. Sobald z.B. eine neue Knotennummer benötigt wird, sucht die Funktion *getID* unter Berücksichtigung der bereits gespeicherten Nummern in *Commons* eine neue noch nicht verwendete Nummer. Anschließend wird *Commons* mit der nun verwendeten Nummer aktualisiert. Dies wird für alle neu erzeugten Elemente, Materialien, Partkarten o.ä. durchgeführt. So ist ein Konflikt durch doppelt definierte Elementnummern bei der Erzeugung des Gesamtflugzeuges ausgeschlossen.

Die Knoten des bereits skalierten und verschobenen Triebwerknetzes werden unter Berücksichtigung der bereits vergebenen Nummern neu nummeriert. Im Anschluss werden den ebenfalls neu nummerierten Schalenelementen die geänderten Knotennummern zugeordnet.

### Erzeugen des Pylons und der Anbindungspunkte

Nach dem Bearbeiten des eingelesenen Triebwerknetzes folgt nun die Erzeugung der zusätzlich benötigten Knoten für die Versagenselemente und dem vereinfachten Pylon. Anschließend werden über diese Knoten die Stabelemente definiert. Die Anordnung und das schematische Aussehen des Modells mit Versagenselementen und vereinfachten Pylon wurde bereits in Abschnitt 3.1.3 beschrieben. Die Position der Anbindungspunkte zwischen Pylon und Triebwerk wird über einen zu Beginn festgelegten prozentualen Faktor der Länge und des Durchmessers des Triebwerkes berechnet. So passt sich die Position der Anbindungspunkte bei einer Änderung der Triebwerksabmaße z.B. bei einem neuen Triebwerktyp automatisch an. Der Abstand der Knoten für die versagenden Stabelemente wird über den zu Beginn definierten Wert  $l_s$  vorgegeben.

Im Anschluss erfolgt die Definition der benötigten Material- und Partkarten für die Stabelemente des Pylons und der Versagenselemente. Dabei werden die im Modul hinterlegten und bereits in Abschnitt 3.1.2 erwähnten Materialmodellparameter genutzt. Ist für den zu Beginn festgelegten Parameter *pylon\_copy* ein Wert ungleich Null angegeben, wird die Erzeugung der zusätzlichen Knoten und die daran anschließende Erzeugung der Stabelemente mit der angegebenen Verschiebung durchlaufen (siehe Abbildung 3.6). So resultieren vier Anbindungspunkte zwischen Pylon und Triebwerk und es wird eine höhere seitliche Stabilität erzielt.

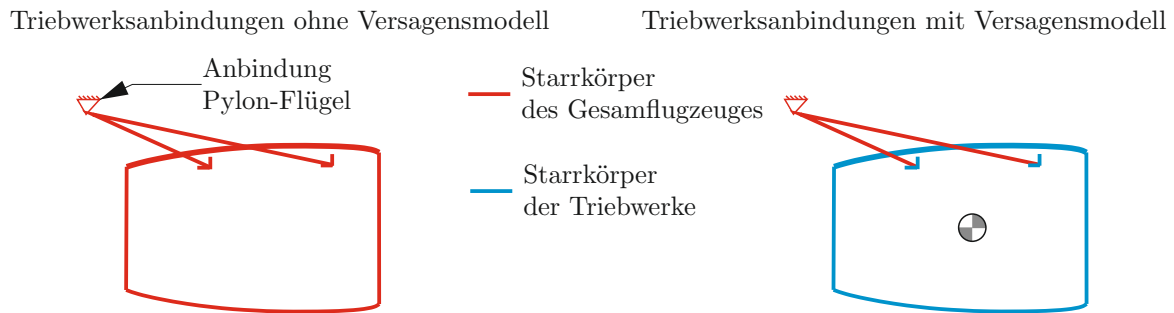
Im Anschluss werden die Material- und die Partkarte für das Triebwerk geschrieben. Im Folgenden wird zwischen einem starr angebrachten Triebwerk oder einem Triebwerk mit Versagensmodell unterschieden. Dies erfolgt über den bereits im Abschnitt 3.2.1 beschriebenen Eingabeparameter *failure*.

#### Anbindung ohne Versagensmodell

Wurde die *failure* Option im *User Input* auf Null gesetzt, ist kein Versagen der Triebwerksanbindungen gewünscht. Dies benötigt keinerlei Anpassungen von Trägheitsmomenten, Massen oder Schwerpunkten. Alle bis dahin erzeugten Elemente (Pylon, Triebwerk) werden dem bereits vorhandenen Starrkörper des Flugzeuges hinzugefügt. Da die Datei mit der Starrkörperkarte des Flugzeuges bereits vor Ausführung des Triebwerksmoduls geschrieben wurde, werden alle erzeugten Elemente über zusätzliche Zeilen in die bestehende Datei integriert. Somit ist eine starre Anbindung der Triebwerke garantiert.

#### Anbindung mit Versagensmodell

Für ein gewünschtes Versagen der Triebwerksanbindungen bei einer Überlast muss die *failure* Option im *User Input* auf Eins eingestellt sein. Für diese Option ist die Schwerpunktlage und Masse am bereits erzeugten Flugzeug zu verändern (siehe Abschnitt 3.2.1). Im Gegensatz zur starren Anbindung werden bei dieser Option nur die Knoten des vereinfachten Pylons dem Starrkörper des Flugzeuges hinzugefügt. Den Unterschied zwischen beiden Optionen macht die Abbildung 3.9 deutlich.



**Abbildung 3.9:** Schematischer Vergleich des Modells ohne Versagensmodell (links) und mit Versagensmodell (rechts)

Auf der rechten Seite ist der Fall mit Versagensmodell abgebildet. Das Triebwerk ist ein eigener Starrkörper mit Schwerpunkt, Masse und Trägheitsmomenten. Dadurch kann sich der Starrkörper des Triebwerkes über die Stabelemente relativ zum Gesamtflugzeug bewegen und bei einer Überlast abreißen. Der Referenzknoten des Starrkörpers ist sein Schwerpunkt. In diesem Knoten werden sowohl die bereits in Abschnitt 3.1.3 berechneten Trägheitsmomente, als auch die Masse der Triebwerke definiert. Bei der Möglichkeit eines Abreißen des Triebwerkes vom Pylon wird zusätzlich ein Kontakt zwischen Triebwerk und Flügel definiert, damit das Triebwerk den Flügel während der Simulation nicht durchdringen kann.

Der beschriebene Ablauf wird für jedes Triebwerk erneut ausgeführt. Bei einer zweistrahligen Konfiguration wird die gesamte Schleife zweimal durchlaufen. Zum Abschluss des Moduls werden alle relevanten Knoten und Elemente dem Schnittstellen-Dictionary *Commons* übergeben für nachfolgende Module (z.B. für Randbedingungen wie Geschwindigkeiten und Positionierung des Gesamtflugzeuges). Die Schalenelemente sind wichtig für den Kontakt, der durch das Mastermodul geschrieben wird.

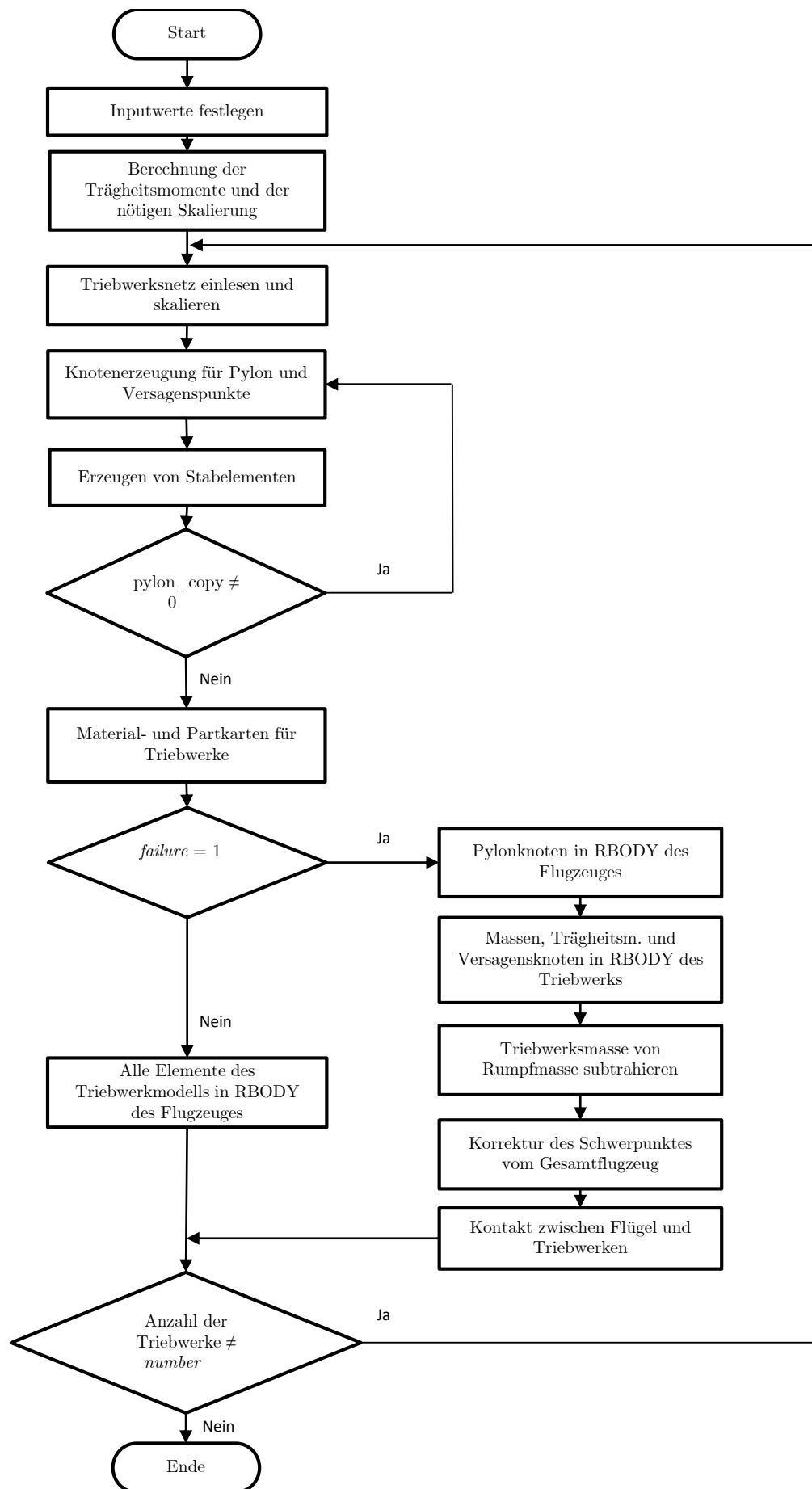


Abbildung 3.10: Flussdiagramm des Python-basierten Triebwerkmoduls

### 3.3 Simulationsmodell

Bei dem für die anschließenden Untersuchungen genutzten Flugzeug handelt es sich um ein generisches Transportflugzeug mit einer Kapazität von ca. 150 Passagieren, das als D150 bezeichnet wird. Mit einer Rumpflänge von 37,1 m und einer Flügelspannweite von ca. 34 m ähnelt das Flugzeug beispielsweise der Größe eines Airbus A320. Die Gesamtmasse des Flugzeuges ( $m_{Ges}$ ) liegt stets bei 72547 kg. Der Flugzeugrumpf wird als Starrkörper modelliert, welcher aus Schalelementen besteht. Aus dem Aerodynamikmodul wird stets das detaillierte Aerodynamikmodell genutzt. Zusätzlich wirkt eine Gravitationsbeschleunigung von  $-9,81 \text{ m/s}^2$ . Die Simulationsdauer wurde mit 2000 ms angesetzt. Bei einer Schreibrate der Konturergebnisdateien von 20 ms werden somit 101 Zeitschritte abgespeichert.

Das Wasserbecken besteht aus SPH Partikeln und Volumenelementen. Im Bereich mit der größten erwarteten Wasserverdrängung wird mit SPH Partikeln gerechnet. In den Bereichen, die lediglich eine geringe Verdrängung aufweisen, werden zur Verringerung der Rechendauer Volumenelemente genutzt. Der SPH-Partikelabstand beträgt 200 mm und die Kantenlänge der Volumenelemente misst 400 mm. Untersuchungen dazu wurden in [5] näher erläutert. Die erforderliche Länge des Wasserbeckens lässt sich näherungsweise über  $l_T = l_{Fl} + v_x \cdot t_{Ges}$  berechnen. Für eine Geschwindigkeit von 70 m/s ergibt sich so eine Wasserbeckenlänge von ca. 180 m. Durch den Geschwindigkeitsverlust aufgrund des Wasserkontaktes konnte die Länge  $l_T$  jedoch auf 150 m reduziert werden. Die Breite  $w_T$  beträgt 30 m und das darin enthaltende SPH Gebiet ist 20 m breit. Die Gesamttiefe des Wasserbeckens  $h_T$  beträgt 4 m und das SPH Gebiet  $h_s$  ist 2 m tief. Die *Active Box* ( $l_A$ ) misst 40 m in X-Richtung und schließt somit das Gesamtflugzeug während der Simulation ein. Die Werte für die Wasserbeckendimensionierung ergaben sich nach einigen Testsimulationen und anhand der Simulationen vorheriger Untersuchungen in [5, 20]. Einen Überblick über das Simulationsmodell zeigt die Abbildung 3.11.

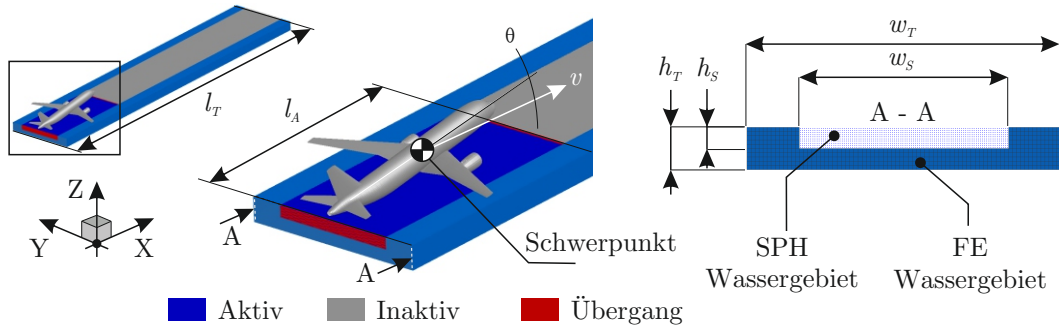


Abbildung 3.11: Simulationsmodell

Zu Beginn der Simulation wird das Flugzeug in die Mitte des Wasserbeckens in Y-Richtung und 1 mm in Z-Richtung über der Wasseroberfläche positioniert. Die Position in X-Richtung liegt 10 m vor der Wasserbeckenkante.

## 4 Numerische Untersuchungen

Nach der vorhergehenden Beschreibung des Triebwerksmoduls wird nun das erweiterte *AC-Ditch* Programm genutzt, um Notwasserungssimulationen durchzuführen. Ziel ist es, den Einfluss der Triebwerke auf das kinematische Verhalten des Gesamtflugzeuges zu untersuchen. Zunächst werden Referenzsimulationen durchgeführt, um eine realistische Versagenslast festzulegen. Anschließend werden Variationen von Anfluggeschwindigkeiten, Flugwinkeln und Triebwerkstypen in Parameterstudien untersucht.

Alle im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Rechnungen wurden auf einem Knoten eines Clusters mit insgesamt 12 Knoten gerechnet. Jeder Knoten ist mit zwei 64-bit Intel Xeon E5540 Vier-Kern-Prozessoren (Taktfrequenz 2.53 GHz) ausgerüstet.

### 4.1 Referenzsimulationen

Bei den Referenzsimulationen wird der Einfluss der Triebwerke während einer Notwasserung untersucht und eine realistische Versagenslast für die Triebwerksanbindungen festgelegt. Diese Versagenslast soll ein realistisches Abreißverhalten der Triebwerke ermöglichen und in den weiteren Parameterstudien genutzt werden. Zusätzlich wird untersucht ob der Suction-Kontakt (siehe Abschnitt 2.3.2) ein realistischeres Verhalten bei einer Notwasserung bewirkt. Dazu wurde in den ersten beiden Simulationen ein Flugzeug ohne Triebwerke simuliert. Eine der Simulationen wurde ohne Suction-Kontakt gerechnet, die andere Simulation mit Suction-Kontakt.

Im Anschluss wurde das entwickelte Triebwerksmodul in *AC-Ditch* genutzt um zwei Simulationen mit Triebwerken am Flugzeug durchzuführen. Eine Simulation wurde ohne Suction-Kontakt und eine mit Suction-Kontakt durchgeführt. Die Triebwerke sind dabei ohne Versagensmodell starr am Flugzeug angebracht worden.

Bei Simulationen mit Suction-Kontakt lagen der Trennungsdickenfaktor bei 1,75 und die Trennungsspannung bei 320 kN/mm<sup>2</sup> [5]. Simulationen in diesem Abschnitt mit verwendetem Triebwerksmodul wurden mit einem Triebwerksmodell ähnlich dem Typ CFM56 (Daten siehe Abschnitt 4.2.2) durchgeführt. Die Anfangsbedingungen der Simulationen in diesem Abschnitt sind in Tabelle 4.1 aufgeführt.

**Tabelle 4.1:** Anfangsbedingungen ( $t = 0$  ms) in den Referenzsimulationen

Geschwindigkeit $v_X$ [m/s]	70
Sinkgeschwindigkeit $v_Z$ [m/s]	-1,5
Nickwinkel $\theta$ [°]	8
Gierwinkel $\psi$ [°]	0
Rollwinkel $\phi$ [°]	0

Die gewählten Anfangsbedingungen entsprechen den Werten der Referenzsimulationen von vorherigen Untersuchungen in [20, 38]. Für das verwendete Simulationsmodell siehe Abschnitt 3.3.

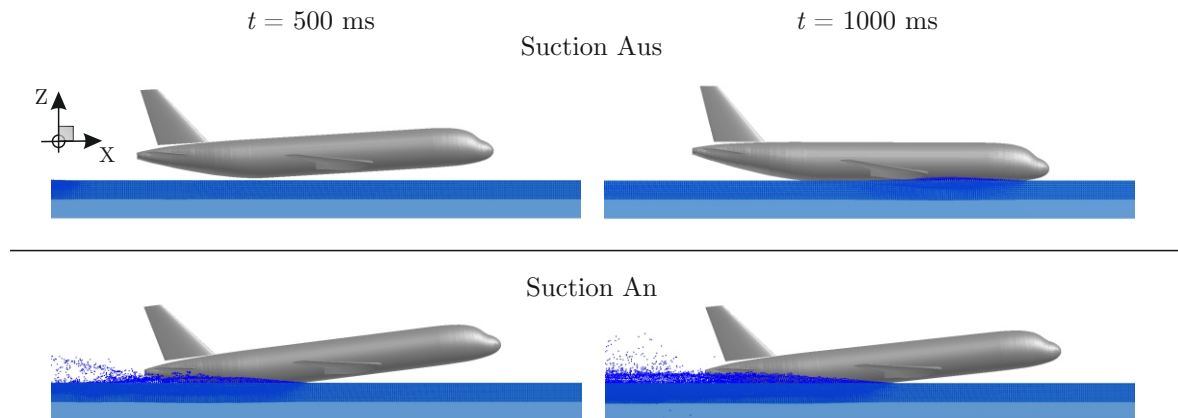
### 4.1.1 Notwasserung ohne Triebwerke

Zu Beginn der numerischen Untersuchungen wurden zwei Simulationen ohne Triebwerke durchgeführt. Diese dienen zum Verdeutlichen des Notwasserungsverhaltens ohne Triebwerke. Zusätzlich besteht zwischen den beiden durchgeführten Simulationen der Unterschied, dass bei einer Simulation der Suction-Kontakt verwendet wurde und bei der anderen nicht. So kann aufgezeigt werden, ob der Suction-Kontakt ein realistischeres Notwasserungsverhalten bewirkt.

Abbildung 4.1 zeigt in der oberen Hälfte die Simulation ohne Suction-Kontakt bei  $t = 500$  ms und  $t = 1000$  ms. In der Simulation ohne Suction-Kontakt erfolgt zunächst ein Kontakt im unteren Heckbereich des Flugzeuges mit der Wasseroberfläche. Anschließend neigt sich die Flugzeugnase nach unten während gleichzeitig das Heck des Flugzeuges wieder von der Wasseroberfläche abhebt ( $t = 500$  ms).

Zum Zeitpunkt  $t = 1000$  ms kommt das Flugzeug mit dem gesamten unteren Rumpf zum zweiten mal in Kontakt mit der Wasseroberfläche, bevor es im Anschluss wiederholt von der Wasseroberfläche abhebt. Durch die fehlende Saugwirkung des in der Realität entstehenden Unterdrucks, wie in Abschnitt 2.1 beschrieben, zeigt die Simulation eine Art Springen über die Wasseroberfläche.

Die Simulation mit Suction-Kontakt zeigt ein verändertes Verhalten. In der unteren Hälfte zeigt die Abbildung 4.1 wie die Wasserpartikel durch die Flugzeugstruktur aufgewühlt und zum Teil mitgerissen werden. Die Wasserpartikel haften durch den zusätzlichen Kontakt am Flugzeugrumpf und verhindern dadurch ein Abheben von der Wasseroberfläche.

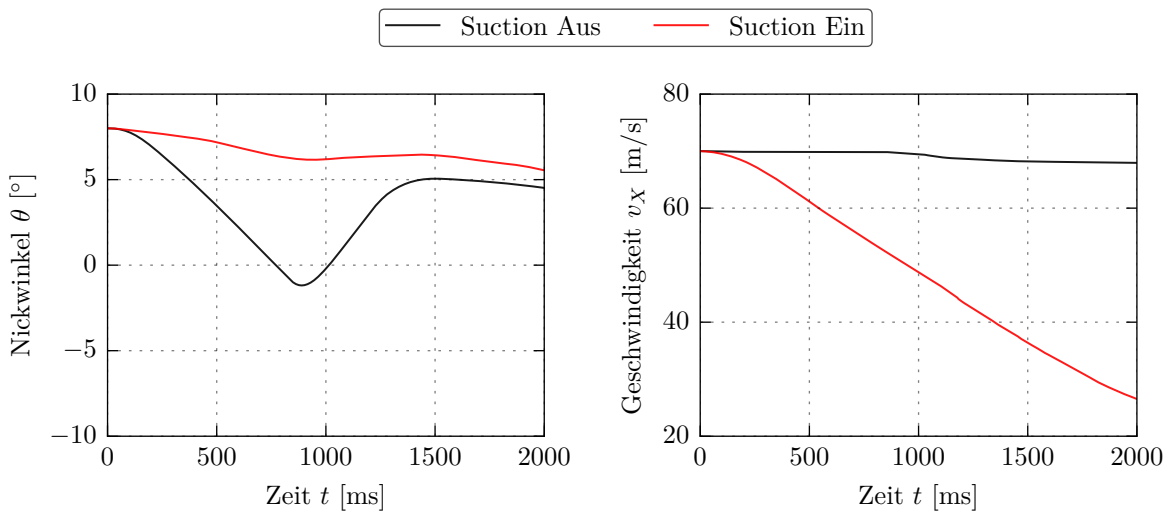


**Abbildung 4.1:** Verhalten des Gesamtflugzeuges ohne Triebwerke bei  $t = 500$  ms und  $t = 1000$  ms ohne Suction-Kontakt (oben) und mit Suction-Kontakt (unten)



Abbildung 4.2 stellt links die Nickwinkelverläufe und rechts die Geschwindigkeitsverläufe über der Simulationsdauer der beiden Rechnungen gegenüber. Bei der Simulation mit Suction-Kontakt ist eine stetige Verringerung des Nickwinkels bis zum Ende der Simulation zu erkennen. Bei der Simulation ohne Suction-Kontakt zeigt sich hingegen das schnelle Absinken der Flugzeugnase durch das Fehlen des Suction-Kontaktes und nach dem zweiten Wasserkontakt das schnelle Ansteigen des Nickwinkels aufgrund eines erneuten Abhebens. Weiterhin ist zu erkennen, wie die Geschwindigkeit bei der Simulation ohne Suction-Kontakt nahezu unverändert bleibt, was sich auf das Abheben des Flugzeuges von der Wasseroberfläche zurückführen lässt. Die Simulation mit Suction-Kontakt zeigt dagegen einen stetigen Geschwindigkeitsverlust.

Der Vergleich der beiden Simulationen ohne Triebwerke zeigt, dass die Verwendung des Suction-Kontaktes ein realistischeres kinematisches Verhalten des Flugzeuges ermöglicht.

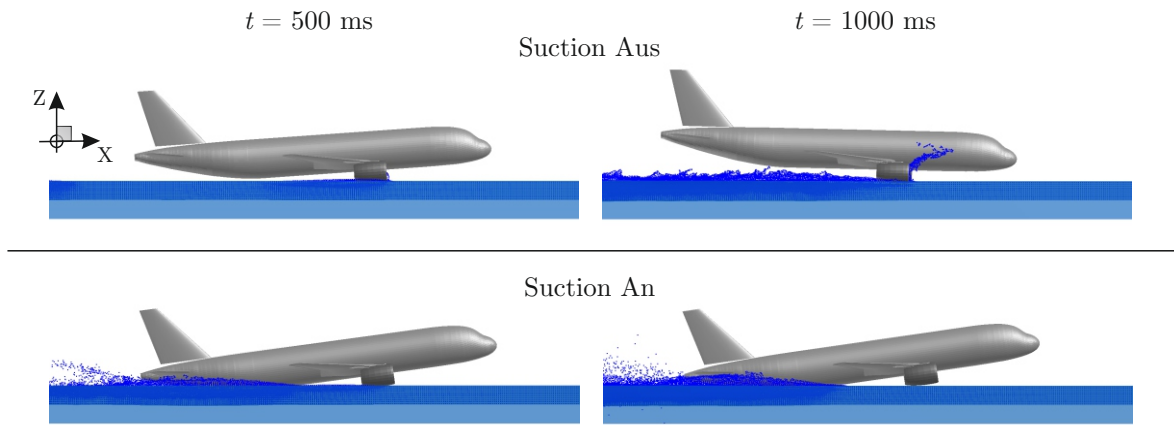


**Abbildung 4.2:** Vergleich der Nickwinkel- (links) und Geschwindigkeitsverläufe (rechts) der Simulationen ohne Triebwerke

#### 4.1.2 Notwasserung mit Triebwerken und starrer Anbindung

Für die Simulation der Notwasserung mit Triebwerken und starren Triebwerksanbindungen wurden zwei Simulationen durchgeführt. Wie im vorherigen Abschnitt, wurde bei der ersten Simulation der Suction-Kontakt verwendet und bei der zweiten Simulation nicht. Damit kann der Einfluss des Suction-Kontaktes unter Verwendung von Triebwerken mit starren Triebwerksanbindungen untersucht werden.

Ähnlich wie bei der Simulation aus dem vorherigen Abschnitt ohne Suction-Kontakt, hebt der untere Heckbereich des Flugzeuges nach einem ersten kurzen Kontakt von der Wasseroberfläche ab und die Flugzeugnase sinkt. Nach dem Abheben des Flugzeugrumpfes von der Wasseroberfläche kommt es zum Kontakt zwischen den Triebwerken und der Wasseroberfläche (Abbildung 4.3, oben).



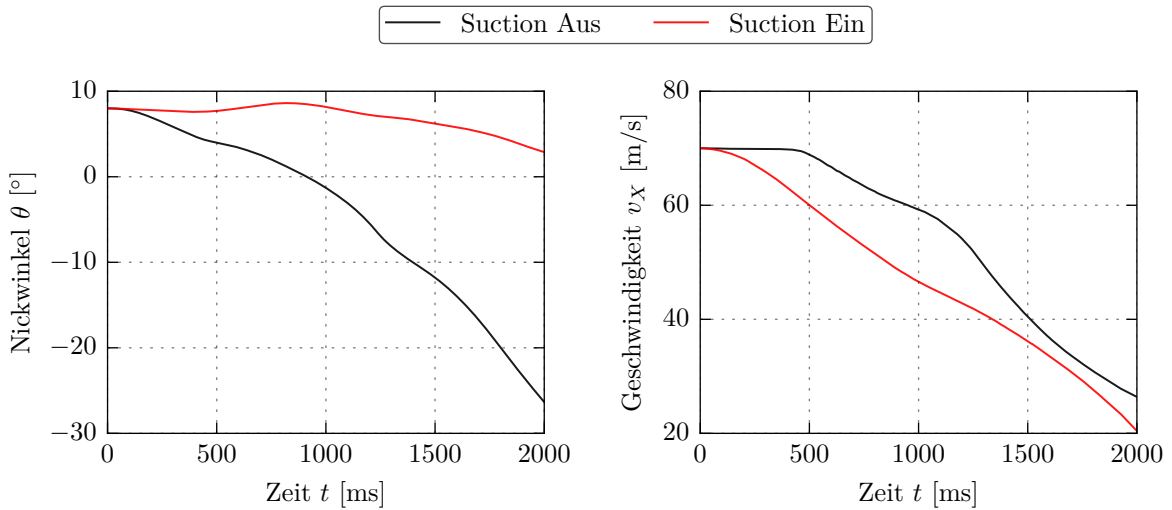
**Abbildung 4.3:** Verhalten des Gesamtflugzeuges mit Triebwerken und starren Triebwerksanbindungen bei  $t = 500$  ms und  $t = 1000$  ms ohne Suction-Kontakt (oben) und mit Suction-Kontakt (unten)

Im Anschluss resultiert daraus ein starkes abnickendes Moment des Flugzeuges, was zu einem Aufprall der Flugzeugnase auf die Wasseroberfläche führt. Das gesamte Flugzeug stellt sich dadurch auf und zum Ende der Simulation deutet sich ein Überschlag an.

Die Simulation mit Suction-Kontakt (Abbildung 4.3, unten) zeigt ein gutmütigeres Verhalten. Nach einem kurzen Aufnicken des Flugzeuges durch den Kontakt zwischen Triebwerken und Wasser und ein kurzes Anheben der Triebwerke von der Wasseroberfläche erfolgt nach dem zweiten Kontakt das Eindringen der Triebwerke in das Wasser. Aufgrund des Anhaften des Rumpfhecks auf der Wasseroberfläche (Suction-Effekt) kommt es nach dem Eindringen der Triebwerke in das Wasser nicht zu einem starken Abnicken wie in der Simulation ohne Suction-Kontakt. Durch die starre Anbindung der Triebwerke befinden sich diese zum Ende der Simulation ( $t = 2000$  ms) vollständig unter Wasser und der Rumpf des Flugzeuges liegt nahezu waagrecht auf der Wasseroberfläche.

Beim Vergleich der Nickwinkelverläufe (Abbildung 4.4, links) zeigt sich ein größerer Unterschied zwischen den Simulationen im Vergleich zu den Simulationen im vorherigen Abschnitt. Durch den Einschlag der Flugzeugnase bei der Simulation ohne Suction-Kontakt und das anschließende Aufstellen des Flugzeuges sinkt der Nickwinkel deutlich. Der Nickwinkel sinkt bis zum Ende der Simulation auf ca.  $-27^\circ$ . In der Simulation mit Suction-Kontakt neigt sich das Flugzeug dagegen nur bis zu einem Winkel von ca.  $2,5^\circ$ . Der Nickwinkelanstieg bei der Simulation mit Suction-Kontakt etwa bei  $t = 800$  ms erfolgt durch das Absinken des Rumpfhecks aufgrund des Suction-Kontaktes. Sobald die Triebwerke und das Rumpfheck in Kontakt mit der Wasseroberfläche sind sinkt das Rumpfheck weiter in das Wasser. Die Triebwerke bleiben zunächst oberhalb der Wasseroberfläche und es stellt sich eine Rotation um die Y-Achse ein.

Der Geschwindigkeitsverlauf (Abbildung 4.4, rechts) zeigt ohne den Suction-Kontakt zunächst eine nahezu gleich bleibende Geschwindigkeit. Ab dem Moment des Kontaktes zwischen Triebwerken und Wasseroberfläche (etwa zum Zeitpunkt  $t = 500$  ms) reduziert sich die Geschwindigkeit allerdings deutlich.



**Abbildung 4.4:** Vergleich der Nickwinkel- (links) und Geschwindigkeitsverläufe (rechts) der Simulation mit Triebwerken und starren Triebwerksanbindungen

Dies resultiert zum einen aus dem Kontakt der Triebwerke mit dem Wasser und zum anderen aus dem daraus resultierende Einschlagen der Flugzeugnase in das Wasser bei  $t = 1200$  ms. Die Simulation mit Suction-Kontakt zeigt auch bei dieser Gegenüberstellung ein gutmütigeres Verhalten.

Die Simulation mit starr angebundenen Triebwerken und dem Suction-Kontakt zeigt ähnlich wie im vorherigen Abschnitt das realistischere Verhalten. In Realität würde bei einem solchen Notwasserungsszenario der untere Heckbereich des Flugzeuges durch den entstehenden Unterdruck voraussichtlich nicht wieder von der Wasseroberfläche abheben (siehe Abschnitt 2.1). Basierend auf den zuvor beschriebenen Simulationsergebnissen werden alle anschließenden Simulationen unter Verwendung des Suction-Kontakt durchgeführt.

### 4.1.3 Notwasserung mit Triebwerken und Versagen der Anbindungen

Im Gegensatz zum vorherigen Abschnitt soll jetzt ein Versagen der Triebwerksanbindungen bei einer Überlast stattfinden. Die in diesem Abschnitt durchgeführten Simulationen dienen zum Einstellen einer Versagenslast der Triebwerksanbindungen, um dadurch ein möglichst realistisches Abreißverhalten zu simulieren.

Für die weiteren Untersuchungen ist eine einheitliche Benennung der Stabelemente nötig, welche die Anbindungspunkte der Triebwerke abbilden. Wie in Abschnitt 3.2 beschrieben besitzen die vier Anbindungspunkte (zwei im vorderen Bereich, zwei im hinteren Bereich, in y-Richtung mit einem Abstand von 200 mm) jeweils ein Stabelement in x- und in z-Richtung. Zur Verdeutlichung der Anbindungspositionen siehe Abbildung 3.5 und 3.6 aus Abschnitt 3.1.3. Somit verfügt jedes Triebwerksmodell über acht Stabelemente.

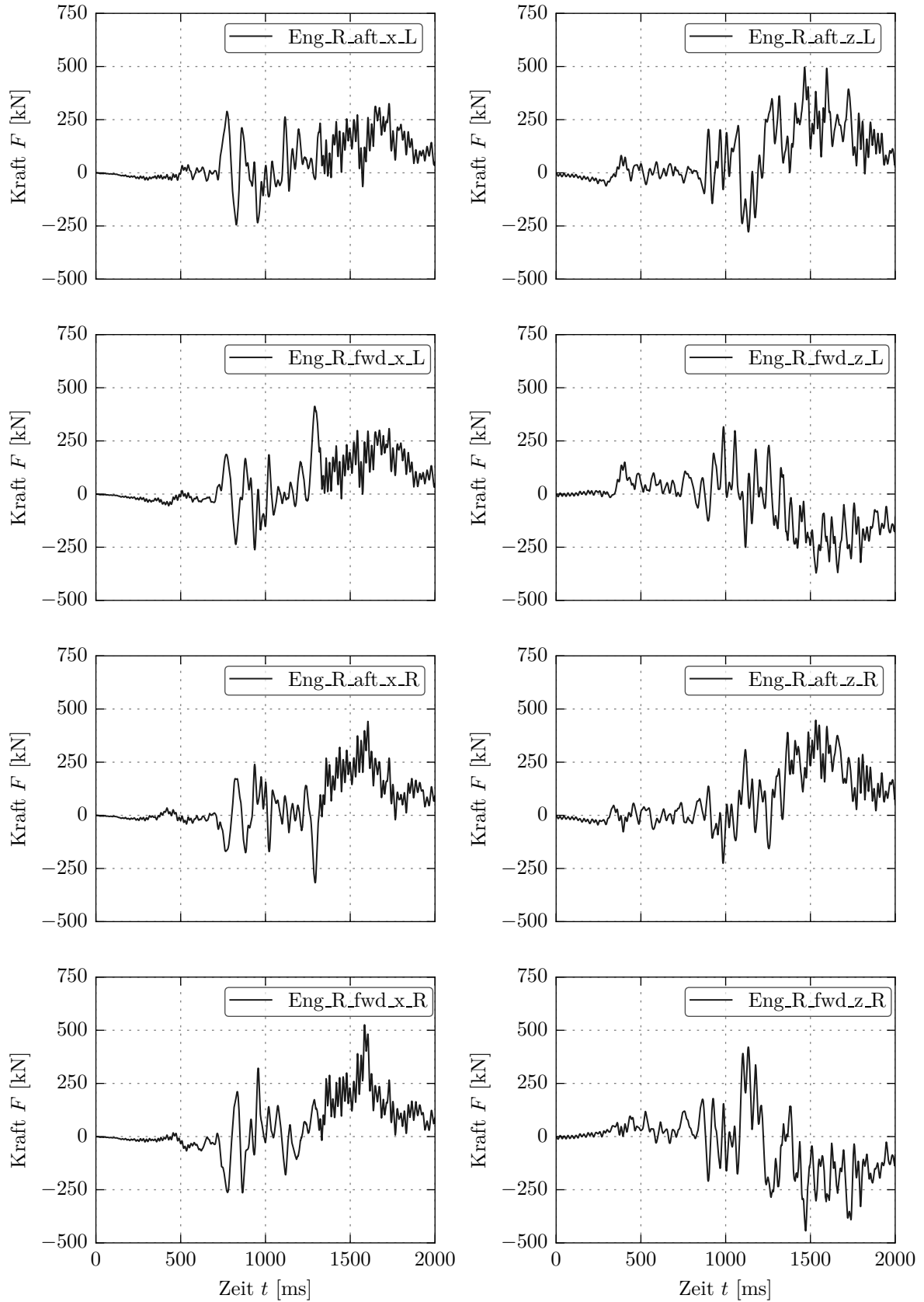
Die ersten beiden Abkürzungen geben an, ob das Stabelement sich am linken (engine left = Eng\_L) oder am rechten (engine right = Eng\_R) Triebwerk befindet. Das dritte Kürzel beschreibt die Position des Stabelementes an einer in Flugrichtung vorderen Anbindung (forward = fwd) oder an einer hinteren Anbindung (aft = aft). Die letzten beiden Kürzel geben an, ob das Stabelement in x- oder z-Richtung ausgerichtet ist und ob es sich dabei in Flugrichtung um eine Anbindung auf der linken oder auf der rechten Seite des Triebwerkes handelt. Ein Beispiel für die Benennung ist im Folgenden gezeigt:

$$\underbrace{\text{Eng\_L}}_{\text{Linkes Triebwerk}} \text{\_} \underbrace{\text{fwd\_x\_L}}_{\text{Linke vordere Anbindung in x-Richtung ausgerichtet}}$$

**Abbildung 4.5:** Beispiel für Stabelementbenennung

Um eine Versagenslast einstellen zu können mussten zunächst die angreifenden Kräfte in den Stabelementen gemessen werden. Dafür wurde eine mit 1000 kN hohe Versagenslast je Stabelement angesetzt, die im Verlaufe der Simulation nicht erreicht wurde. Somit konnten die wirkenden Kräfte auf die Stabelemente über die Simulationsdauer für die Anfangsbedingungen der Referenzsimulation gemessen werden. Das Verhalten des Flugzeuges bei der Simulation ähnelt stark dem der Simulation mit starren Triebwerken und Suction-Kontakt (siehe Abschnitt 4.1.2). Im Gegensatz dazu konnten sich allerdings hierbei die Triebwerke aufgrund der Anbindung relativ zum Flugzeug bewegen. Abbildung 4.6 zeigt die auftretenden Kräfte in den Stabelementen am rechten Triebwerk. Für die Darstellung und nähere Beschreibung wurde sich in diesem Abschnitt auf das rechte Triebwerk beschränkt, da es sich durch den geraden Anflug um einen symmetrischen Lastfall handelt und so das linke Triebwerk ein sehr ähnliches Verhalten zeigt. Die Kräfte die auf das linke Triebwerk wirken sind dem Anhang A zu entnehmen.

Bei der Messung der wirkenden Kräfte trat am rechten Triebwerk eine maximale Last von 541 kN auf (525 kN am linken Triebwerk). Die Stabelemente zeigten Zug- und Druckbelastungen. Diese Kräfte traten bei einer Simulationszeit von ca.  $t = 1500$  ms auf und somit zu einem Zeitpunkt, wo die Triebwerke langsam in die Wasseroberfläche eindrangen.



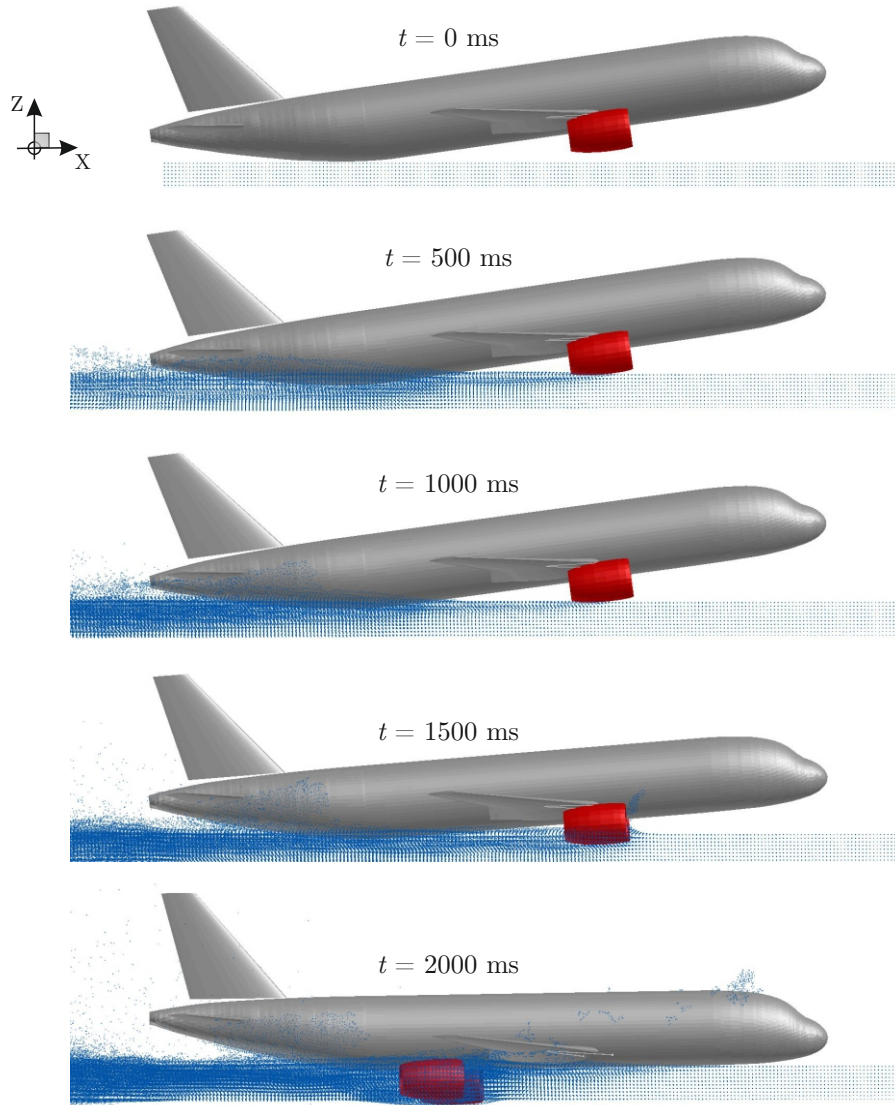
**Abbildung 4.6:** Kräfte der Stabelemente am rechten Triebwerk bei einer Versagenslast von  $F_V = 1000$  kN

Basierend auf der Messung der Kräfte, die auf die Stabelemente wirken, wurde für die nächste Simulation eine Versagenslast je Stab von  $F_V = 500$  kN festgelegt. Mit dieser Versagenslast soll ein Abreißen der Triebwerke beim Eindringen in das Wasser erreicht werden. Abbildung 4.7 zeigt das Verhalten des Flugzeuges und der Triebwerke zu fünf Zeitpunkten. Bei dieser Darstellung wurden die Volumenelemente des Wasserbeckens für eine bessere Erkennbarkeit ausgeblendet und die Triebwerke rot eingefärbt. Nach einem ersten Kontakt der Triebwerke mit der Wasseroberfläche bei  $t = 500$  ms erfolgt ein leichtes Aufnicken des Flugzeuges bei  $t = 1000$  ms ähnlich der Simulation mit Triebwerken und starren Anbindungen im vorherigen Abschnitt. Anschließend dringen die Triebwerke bei  $t = 1500$  ms mit der Unterkante in die Wasseroberfläche ein. Am Ende der Simulation bei  $t = 2000$  ms ist erkennbar, wie die Triebwerke unterhalb des Flügels bereits abgetrennt sind und im Wasser verbleiben.

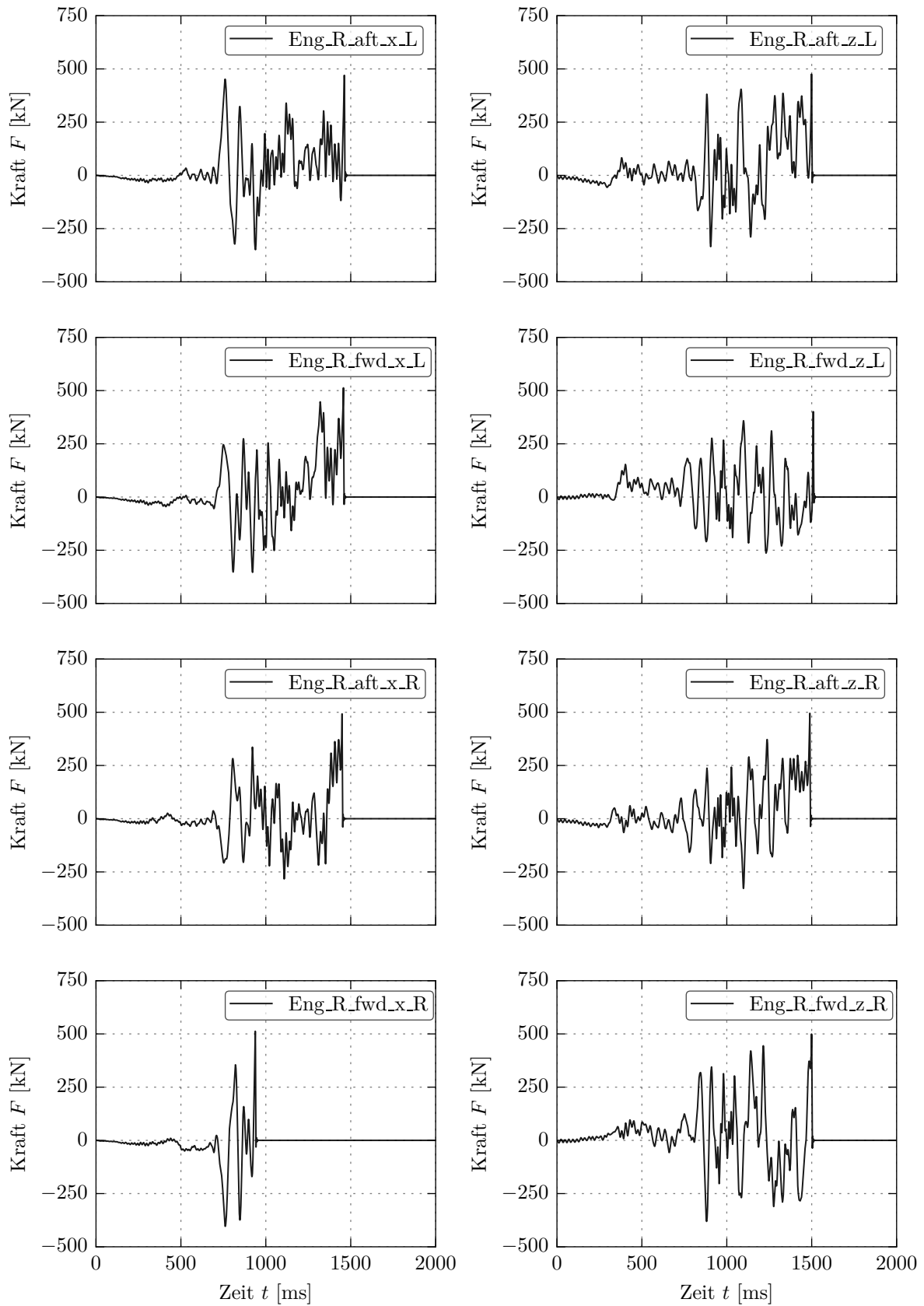
Die auftretenden Kräfte in den Stabelementen des rechten Triebwerkes sind der Abbildung 4.8 zu entnehmen. Anhand der Kraftverläufe ist erkennbar zu welchen Zeitpunkten die einzelnen Stabelemente versagen. Alle Stabelemente versagen bei der vorher eingestellten Last von 500 kN. Das einige Kraftspitzen nicht exakt bis auf 500 kN ansteigen ist lediglich der Schreibrate der Ergebnisdateien geschuldet. Nahezu alle Stabelemente versagen um den Zeitpunkt von  $t = 1500$  ms bei einem Eindringen der Unterkante der Triebwerke in das Wasser. Einen Ausreißer bildet der Stab in x-Richtung am vorderen rechten Anbindungspunkt (Eng\_R\_fwd\_x\_R), der bereits bei ca.  $t = 900$  ms versagt. Nach dem Erreichen der Versagenslast nehmen die Stabelemente keine größere Kraft mehr auf und werden aus der Simulation gelöscht (siehe Abschnitt 3.3). Anhand der Ergebnisse lassen sich keine klaren Aussagen darüber treffen, welche Anbindungspunkte in welcher Reihenfolge versagen. Ein leichter Trend ist dahingehend erkennbar, dass Stäbe die in x-Richtung ausgerichtet sind, vor den Stäben in z-Richtung versagen. Dies ist zu begründen mit der größeren Last durch die gegen die Triebwerke drückende Wassermasse in Flugrichtung. Nachdem die Anbindungen in x-Richtung versagt haben, reichen die übrigen Stäbe nicht mehr aus um die wirkenden Kräfte zu kompensieren und versagen kurze Zeit später.

Grundsätzlich hat die Simulation gezeigt, dass das Abreißverhalten eines Triebwerkes mit der gewählten Modellierung und dem genutzten Versagensmodell global zu beurteilen ist und nicht auf einzelne Anbindungspunkte reduziert werden kann. Nachdem alle Stabelemente versagt haben, bewegen sich die Triebwerke im Verlaufe der letzten 500 ms der Simulation unterhalb des Flügels entlang. Nachdem die Triebwerke abgetrennt sind, setzt das Flugzeug mit der Rumpfunterseite auf der Wasseroberfläche auf. Das Flugzeug weist zum Ende der Simulationen einen Rollwinkel von  $1,3^\circ$  und einen Gierwinkel von  $0,5^\circ$  auf. Diese leichten Ausschläge der Flugwinkel sind auf das Abreißen des rechten Triebwerkes ca. 20 ms vor dem linken Triebwerk zurückzuführen. Diese minimale Asymmetrie ist unter anderem durch die Positionierung der SPH Partikel zu begründen, die durch ihre Anordnung nicht exakt gleich bei beiden Triebwerken in Kontakt kommen. Ebenfalls durch Rundungsvorgänge des FE Algorithmus können solche leichten Asymmetrien trotz symmetrischen Anfangsbedingungen auftreten. Am Ende der Simulation weist das Flugzeug einen Nickwinkel von ca.  $0,5^\circ$  und eine Horizontalgeschwindigkeit von ca. 24 m/s auf.

Durch die eingestellte Versagenslast der Stabelemente von  $F_V = 500$  kN hat sich ein ähnliches Abreißverhalten gezeigt, wie es in Abschnitt 2.5.3 erläutert wurde. Für die Anfangsbedingungen der Referenzsimulationen wurde somit ein realistischeres Notwasserungsverhalten eines Transportflugzeuges mit abreißenden Triebwerken simuliert.



**Abbildung 4.7:** Verhalten des Gesamtflugzeuges bei einem Abreißen der Triebwerke (Volumenelemente des Wassergebietes ausgeblendet)



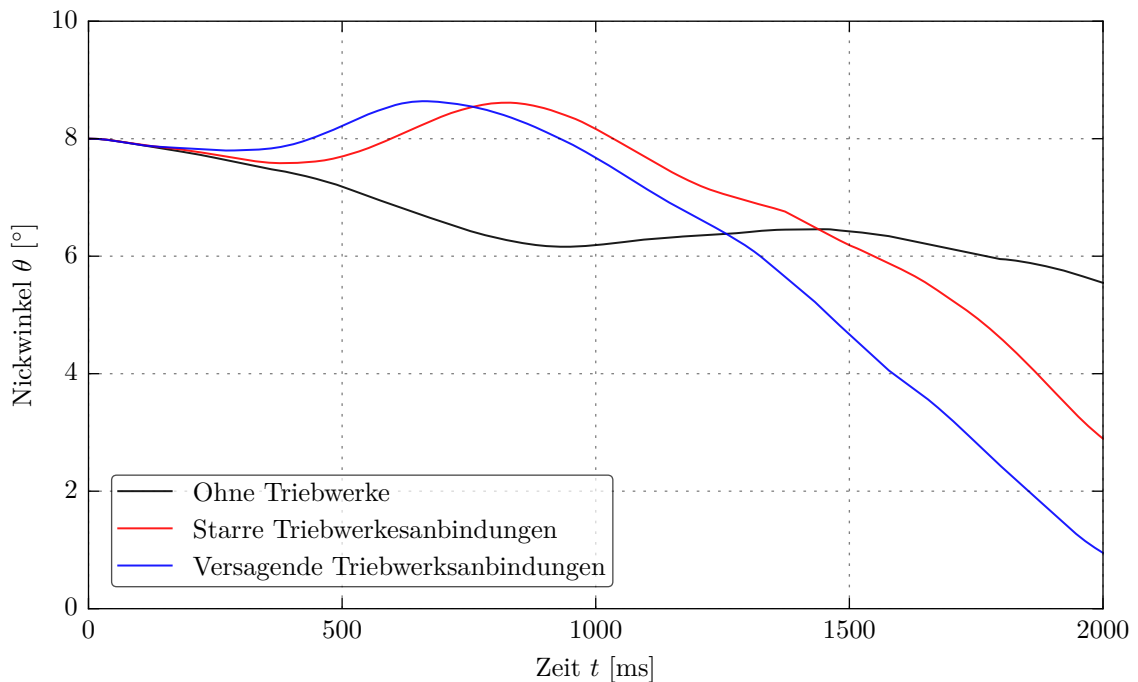
**Abbildung 4.8:** Kräfte der Stabelemente am rechten Triebwerk bei einer Versagenslast von  $F_V = 500$  kN



#### 4.1.4 Vergleich der Referenzsimulationen

Zum Ende des Abschnittes der Referenzsimulationen werden im Folgenden die drei durchgeführten Simulationen ohne Triebwerke (Abschnitt 4.1.1), mit Triebwerken und starren Triebwerksanbindungen (Abschnitt 4.1.2) sowie mit Triebwerken und versagenden Triebwerksanbindungen (Abschnitt 4.1.3) gegenüber gestellt, um den Einfluss der Triebwerke auf das Notwasserungsverhalten zu verdeutlichen.

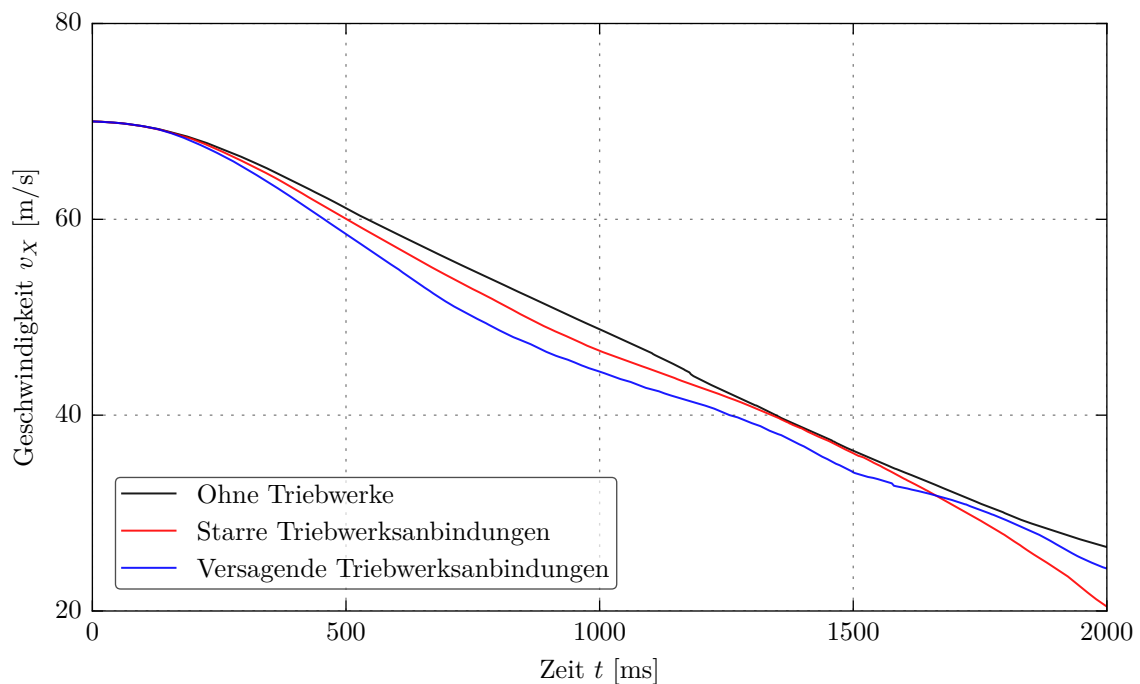
Grundsätzlich haben Triebwerke einen Einfluss auf das Notwasserungsverhalten des Flugzeuges bei symmetrischen Anfangsbedingungen gezeigt. Bei den Simulationen ohne Suction-Kontakt und mit starren Triebwerksanbindungen führte dies zu einem sehr starken Abnicken des Flugzeuges mit einer Tendenz zu einem möglichen Überschlag. Nach dem Festlegen der Nutzung des Suction-Kontaktes waren ebenfalls Unterschiede im Vergleich der Simulationen erkennbar. Abbildung 4.9 stellt die Nickwinkelverläufe gegenüber. Klar erkennbar ist das Aufnicken des Flugzeuges, wenn Triebwerke vorhanden sind. Es zeigt sich zudem ein zeitlich verzögertes Nickverhalten zwischen der Simulation mit starren Triebwerksanbindungen und der Simulation mit versagenden Triebwerksanbindungen. Durch die Möglichkeit des Versagens der Triebwerksanbindungen können sich die Stabelemente relativ zum restlichen Flugzeug bewegen. Einen Einfluss darauf hat die gewählte Stablänge  $l_S$ . Wird diese erhöht, ist bereits vor dem Versagen eine größere Relativbewegung zwischen Triebwerken und Flugzeug zu erwarten.



**Abbildung 4.9:** Vergleich des Nickwinkelverläufe der Referenzsimulationen mit Suction-Kontakt

Bei starrer Anbindung der Triebwerke ist keine Bewegung der Triebwerke relativ zum Flugzeug möglich, wodurch das Rotieren um die Y-Achse träger stattfindet und das Flugzeug zeitverzögert seinen größten Nickwinkel erreicht. Nach dem Aufnicken des Flugzeuges sinkt anschließend der Nickwinkel in der Simulation mit versagenden Triebwerksanbindungen früher. Sobald die Triebwerke mit der Vorderkante in das Wasser eindringen, verstärkt sich das Abnicken der Flugzeugnase. Die Simulation ohne Triebwerke zeigt dagegen eine deutlich langsamere Nickwinkelreduzierung. Folglich ist zu erwarten, dass der zweite Aufprall des Rumpfes deutlich härter ausfällt, wenn Triebwerke modelliert werden.

Bei den aufgetragenen Geschwindigkeiten in Flugrichtung (Abbildung 4.10) ist ein leichter Unterschied zu erkennen. Nach einer Ausgangsgeschwindigkeit von 70 m/s beginnen die Verläufe sehr ähnlich. Durch die relative Bewegung der Triebwerke zum Flugzeug bei einer Simulation mit versagenden Triebwerksanbindungen bleiben die Triebwerke länger in Kontakt mit der Wasseroberfläche als bei der Simulation mit starren Triebwerksanbindungen wo während des Aufnickens ein kurzes Anheben der Triebwerke von der Wasseroberfläche erfolgt. Dies begründet den schnelleren Geschwindigkeitsabbau bis zum Abreißen der Triebwerke bei  $t = 1500$  ms. Zum Ende der Rechenzeit bei der Simulation ohne Triebwerke beträgt die Geschwindigkeit noch 26,5 m/s. Die Restgeschwindigkeit der Simulation mit starren Triebwerksanbindungen beträgt zum Ende der Simulationsdauer noch 20 m/s. Dieser Unterschied resultiert aus der größeren Fläche, die durch das Wasser bewegt wird, und dem damit verbundenen höheren Widerstand.



**Abbildung 4.10:** Vergleich der Geschwindigkeitsverläufe der Referenzsimulationen mit Suction-Kontakt

Die Triebwerke haben bei symmetrischen Anfangsbedingungen besonders auf den Nickwinkel des Flugzeuges einen Einfluss gezeigt. Es muss allerdings darauf hingewiesen werden, dass durch die Starrkörpermodellierung des Flugzeuges keine Energieaufnahmen von Tragflächen, Außenverkleidungen o.ä. berücksichtigt wurde. Durch den gezeigten Einfluss von Triebwerken auf das Notwasserungsverhalten kann davon ausgegangen werden, dass bei zukünftigen Simulationen von flexiblen Rumpfstrukturen unter Verwendung von Triebwerken die strukturellen Schäden am Gesamtflugzeug möglicherweise höher ausfallen als bei identischen Simulationen ohne Triebwerke, weshalb Triebwerke bei zukünftigen Simulationen berücksichtigt werden sollten. Zur weiteren Untersuchung des Einflusses, unter anderem bei unsymmetrischen Lastfällen, werden im Anschluss weitere Parameterstudien durchgeführt.

## 4.2 Parameterstudien

Im Rahmen der Parameterstudien wird das Notwasserungsverhalten eines Transportflugzeuges mit der Möglichkeit des Versagens der Triebwerksanbindungen bei einer Last von 500 kN je Stabelement weitergehend untersucht. Dazu wurden Simulationen unter Variation der Anfluggeschwindigkeit, Nick-, Gier- und Rollwinkel sowie mit verschiedenen Triebwerkstypen durchgeführt. Im Folgenden wird zur Gegenüberstellung die Simulation aus Abschnitt 4.1.3 mit Triebwerken und mit Versagensmodell als Referenzsimulation bezeichnet.

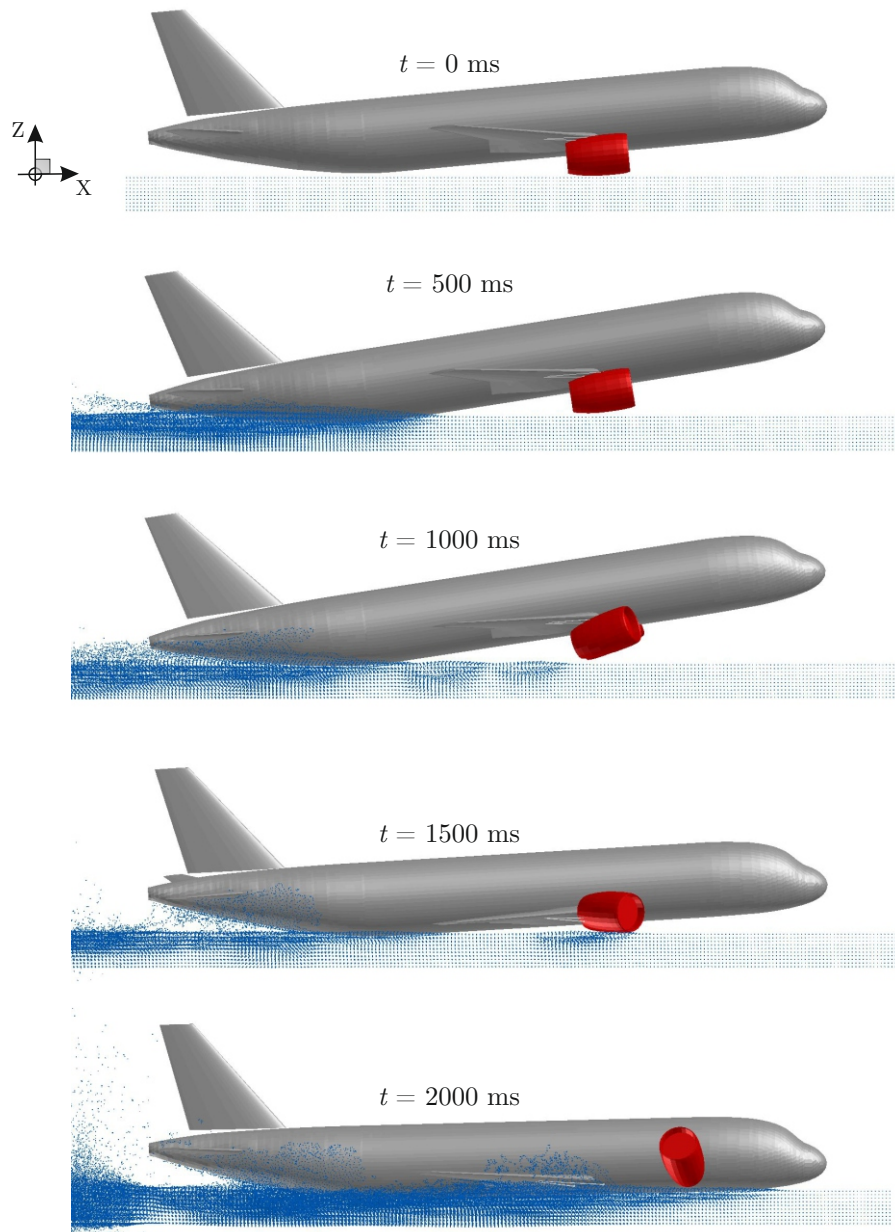
### 4.2.1 Variation von Geschwindigkeit und Nickwinkel

Für die Variation von Geschwindigkeit und Nickwinkel wurden zwei verschiedene Simulationen durchgeführt. Die Anfangsbedingungen sind der Tabelle 4.2 zu entnehmen. Ähnlich wie bei den gewählten Anfangsbedingungen im vorherigen Abschnitt sind auch die Anfangsbedingungen für die Variation der Geschwindigkeit und Nickwinkel vorangegangenen Untersuchungen in [20, 38] entnommen.

**Tabelle 4.2:** Anfangsbedingungen ( $t = 0$  ms) bei Variation von Geschwindigkeit und Nickwinkel

	Referenzsimulation	Fall 1	Fall 2
Geschwindigkeit $v_X$ [m/s]	70	75	65
Nickwinkel $\theta$ [°]	8	5,25	11

Durch den niedrigeren Nickwinkel zu Beginn kommen im Fall 1 als erstes die Triebwerke in Kontakt mit der Wasseroberfläche. Abbildung 4.11 stellt das Verhalten der Simulation während der Notwasserung dar. Nach dem ersten Kontakt zwischen Triebwerken und Wasseroberfläche senkt sich das Flugzeugheck ab und kommt ebenfalls in Kontakt mit der Wasseroberfläche ( $t = 500$  ms). Durch den Suction-Kontakt haftet das Heck des Flugzeuges an der Wasseroberfläche.

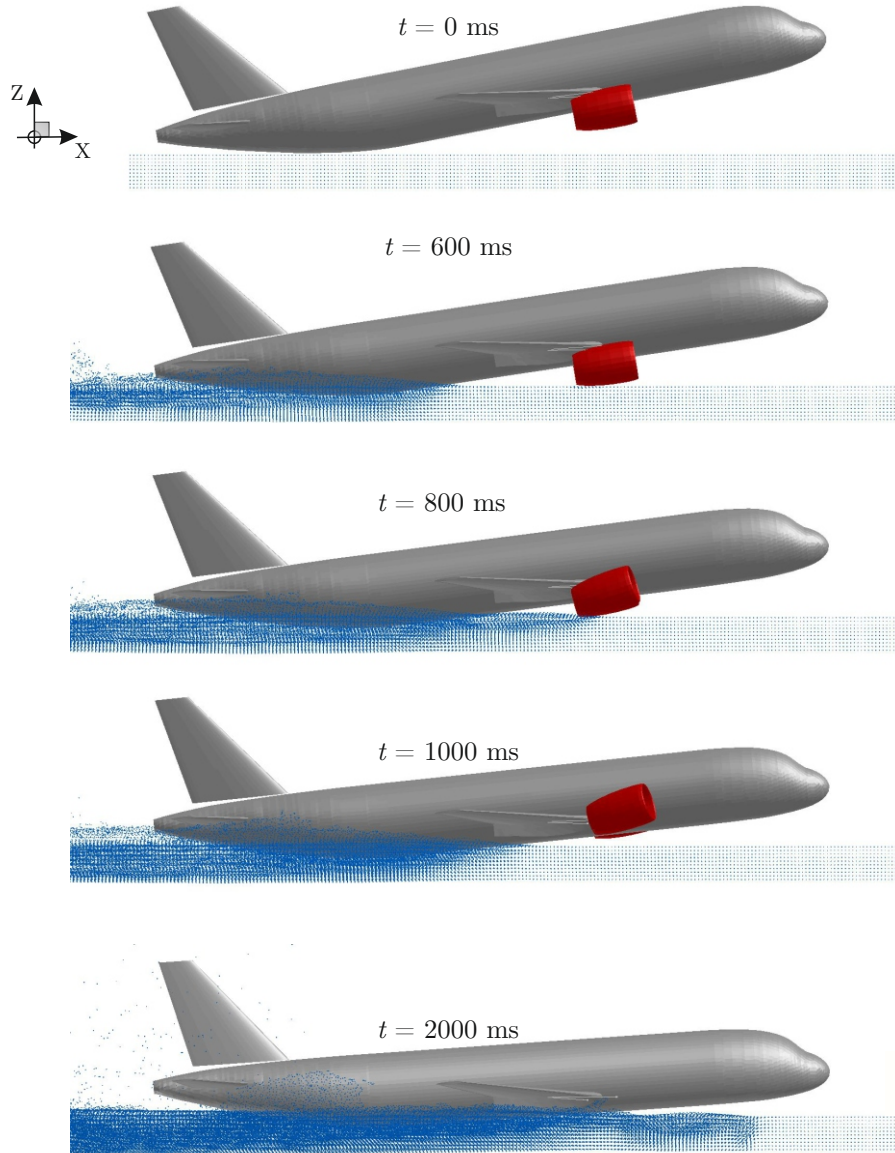


**Abbildung 4.11:** Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 1 ( $v_{X,0} = 75 \text{ m/s}$ ,  $\theta_0 = 5,25^\circ$ , Volumenelemente des Wassergebietes ausgeblendet)

Durch den Kontakt der Triebwerke mit der Wasseroberfläche resultiert ein aufnickendes Moment ( $t = 700 \text{ ms}$ ). Auffällig ist das veränderte Verhalten der Triebwerke, die im Vergleich zur Referenzsimulation früher abreißen. Den ersten Kontakt, der zwischen Triebwerken und Wasseroberfläche erfolgt, können die Anbindungen noch kompensieren. Im Anschluss führt der sich einstellende Nickwinkel zu einem Abbremsen des Flugzeuges ohne das die Triebwerke in Kontakt mit der Wasseroberfläche sind. Anschließend erfolgt durch den hohen Nickwinkel, dem Suction-Kontakt und das verwendete Trägheitsmoment der Triebwerke eine Rotation der Triebwerke in negative Richtung um die Y-Achse. Es versagen zunächst die hinteren Anbindungspunkte, bevor nach einem erneuten Kontakt mit der Wasseroberfläche auch die vorderen Anbindungspunkte versagen. Daraus resultiert ein Geschwindigkeitsunterschied zwischen Triebwerken

und Flugzeug. Die Geschwindigkeit der Triebwerke verringert sich nach dem Abreißen nur noch aufgrund des Kontaktes zur Wasseroberfläche und nicht mehr in Bezug zum Flugzeug. Folglich bewegen sich die Triebwerke relativ zum Flugzeug nach vorne.

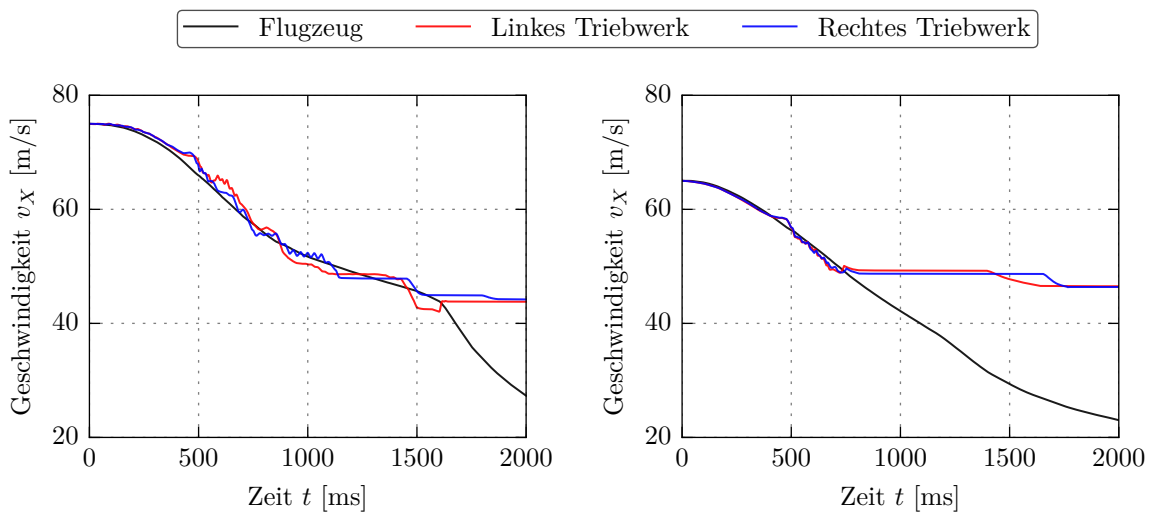
Durch den hohen Nickwinkel von  $11^\circ$  zu Beginn der Simulation im Fall 2 (Abbildung 4.12) kommt wie bei den Referenzsimulationen zuerst das Flugzeugheck in Kontakt mit der Wasseroberfläche. Nach dem bereits hohen Nickwinkel zu Beginn sinkt die Flugzeugnase nach dem Kontakt zwischen Flugzeugheck und Wasseroberfläche.



**Abbildung 4.12:** Verhalten des Gesamtflugzeuges bei Fall 2 ( $v_{X,0} = 65$  m/s,  $\theta_0 = 11^\circ$ , Volumenelemente des Wassergebietes ausgeblendet)

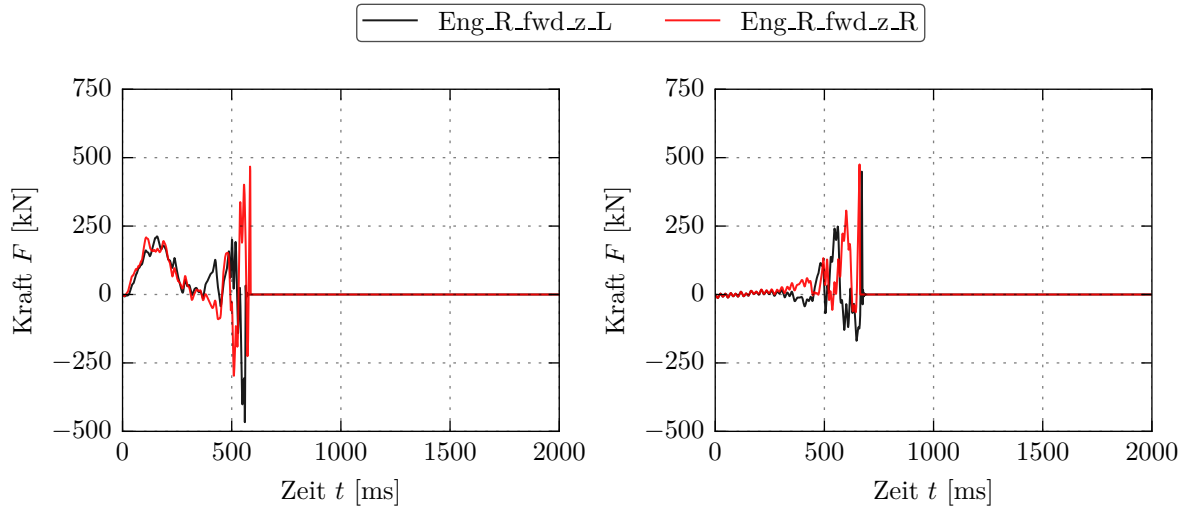
Zum Zeitpunkt  $t = 600$  ms kommen die Triebwerke das erste Mal in Kontakt mit der Wasseroberfläche. Die Triebwerksanbindungen können der wirkenden Belastung nicht standhalten und versagen um den Zeitpunkt  $t = 800$  ms. Die Triebwerke schieben sich anschließend vor die Tragflächen. Zum Ende der Simulation stellt sich ein ähnliches Bild wie im Fall 1 ein. Zum Ende weist Fall 2 mit ca. 24 m/s einen größeren Geschwindigkeitsunterschied zwischen Flugzeug und Triebwerken auf, wodurch die Triebwerke zum Zeitpunkt  $t = 2000$  ms das Bild am rechten Ende verlassen haben (Abbildung 4.12, unten).

Um die beschriebenen Geschwindigkeitsunterschiede zu verdeutlichen, die zwischen Flugzeug und Triebwerken bei den Fällen auftreten, wurden diese in Abbildung 4.13 gegenübergestellt. Hierbei sind wieder minimale Unterschiede zwischen den beiden Triebwerken erkennbar, die bereits in Abschnitt 4.1.3 erläutert wurden.



**Abbildung 4.13:** Geschwindigkeitsvergleich zwischen Flugzeug und Triebwerken im Fall 1 (links), Fall 2 (rechts) und der Referenzsimulation

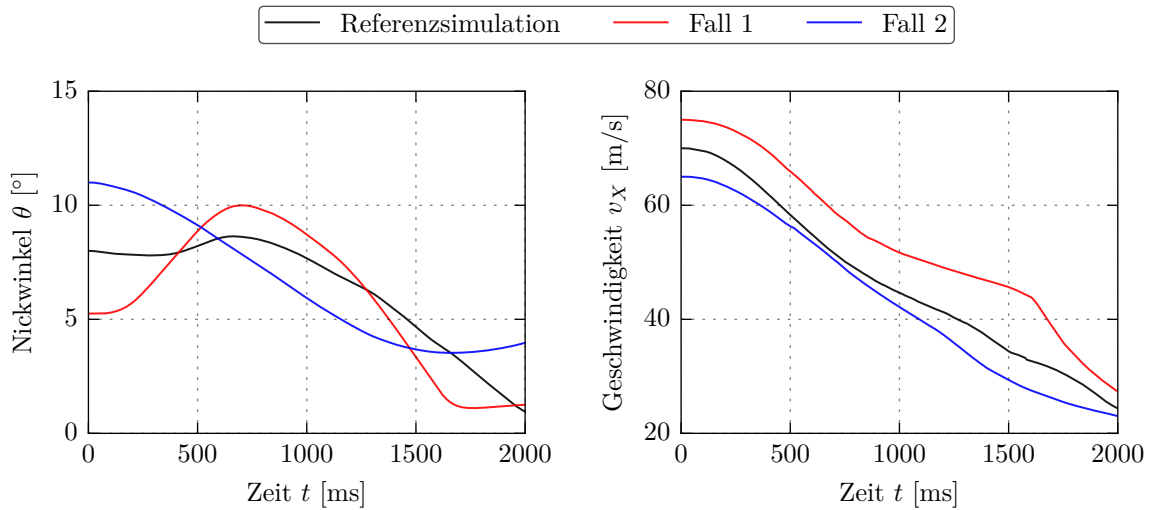
Abbildung 4.14 zeigt beispielhaft die wirkenden Kräfte auf die vorderen Stabelemente in z-Richtung am rechten Triebwerk. Bei Fall 1 ist ein deutlicher Kraftanstieg bereits bei  $t = 100$  ms bis auf ca. 200 kN erkennbar. Wie bereits beschrieben, können die Stabelemente den ersten Kontakt noch kompensieren bevor anschließend das Abreißen erfolgt. Den im Fall 1 früh erkennbaren Kraftanstieg in den vorderen in z-Richtung ausgerichteten Stabelementen gibt es bei Fall 2 nicht. Aufgrund des hohen Nickwinkels kommen die Triebwerke später in Kontakt mit der Wasseroberfläche. Folglich erhöhen sich die Kräfte später und die Anbindungen versagen wie bereits erläutert nach dem ersten Kontakt zwischen Triebwerk und Wasseroberfläche.



**Abbildung 4.14:** Kräfte auf die Stabelemente in z-Richtung am vorderen Anbindungspunkt des rechten Triebwerkes im Fall 1 (links) und Fall 2 (rechts)

Die Nickwinkelverläufe der beiden Fälle sind in Abbildung 4.15 (links) der Referenzsimulation gegenübergestellt. Deutlich wird, dass das Aufnicken nach dem Kontakt des Flugzeughecks mit der Wasseroberfläche bei Fall 2 durch den zu Beginn bereits hohen Nickwinkel nicht mehr auftritt. Da die Triebwerke in dieser Simulation später in Kontakt mit der Wasseroberfläche kommen ist das Rumpfheck bereits tief im Wasser und nach dem Kontakt der Triebwerke mit der Wasseroberfläche erfolgt kein Aufnicken mehr. Allgemein weist Fall 2 einen gutmütigeren Nickwinkelverlauf auf. Das aufnickende Moment ist im Fall 1 am deutlichsten. Es ist daraus zu schlussfolgern, dass mit kleiner werdendem Nickwinkel und größerer Horizontalgeschwindigkeit zu Beginn der Simulation das Aufnicken des Flugzeuges im Anschluss stärker ausfällt. Nach dem früheren Versagen der Triebwerke im Fall 1 im Vergleich zur Referenzsimulation reduziert sich der Nickwinkel schneller. Die Geschwindigkeitsverläufe sind in Abbildung 4.15 rechts aufgeführt. Durch das fehlende Aufnicken im Fall 2 folgt eine immer größer werdende Fläche die Kontakt mit dem Wasser erfährt und so resultiert eine stetige Verringerung der Geschwindigkeit zwischen 1000 ms und 1500 ms. Durch das stärkste Aufnicken im Fall 1 hebt sich das Flugzeug anschließend leicht aus dem Wasser, was die Reduktion des Geschwindigkeitsverlaufes zwischen 500 ms und 1500 ms erklärt. Anschließend kommt der gesamte Rumpfunterboden in Kontakt mit der Wasseroberfläche, was zu einer deutlich stärkeren Reduzierung der Geschwindigkeit führt.

Die Variation der Geschwindigkeit und des Nickwinkels hat gezeigt, dass sich Geschwindigkeitsunterschiede zwischen Flugzeug und Triebwerken einstellen können. Kommt es nach dem Aufnicken bei den Triebwerken zu einer Rotation um die Y-Achse, kann dies zu einem Versagen der hinteren Triebwerksanbindungen führen. Nach einem Abreißen aller Stabelemente schieben sich die Triebwerke vor die Tragflächen und werden durch wenig auftretenden Wasserkontakt kaum abgebremst. Bei hohen Anfangsnickwinkeln kann es bereits bei einem ersten Wasserkontakt zum Versagen der Stabelemente kommen.



**Abbildung 4.15:** Vergleich der Nickwinkel- (links) und Geschwindigkeitsverläufe (rechts) der Fälle 1 ( $v_{X,0} = 75 \text{ m/s}$ ,  $\theta_0 = 5,25^\circ$ ) und 2 ( $v_{X,0} = 65 \text{ m/s}$ ,  $\theta_0 = 11^\circ$ ) mit denen der Referenzsimulation

## 4.2.2 Variation des Triebwerktyps

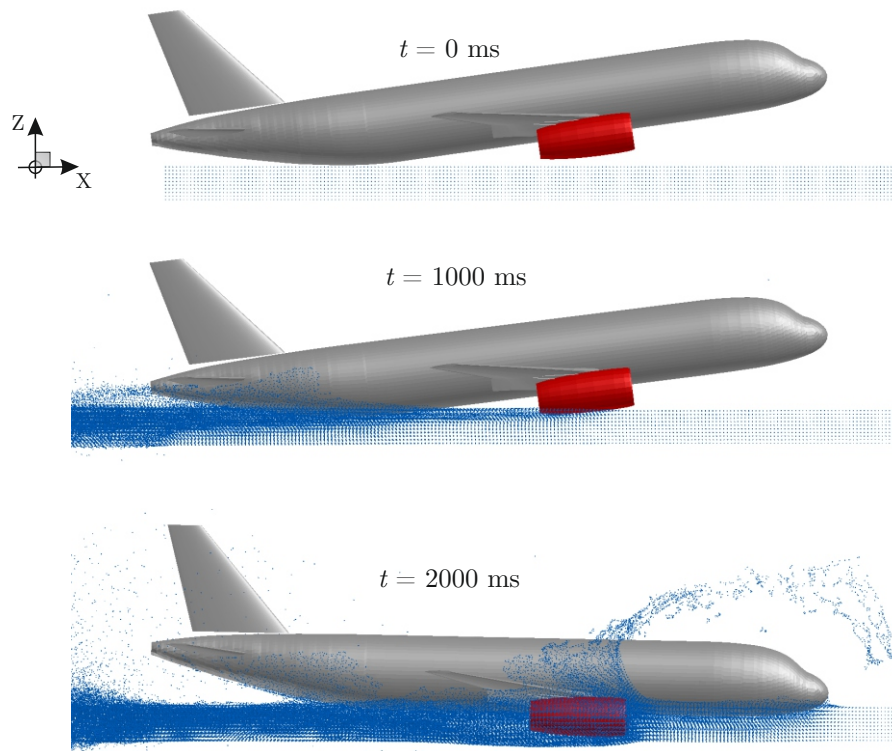
In diesem Abschnitt wird untersucht, wie sich andere Geometrien und Massen der Triebwerke auf das Notwasserungsverhalten auswirken. Für die Anfangsbedingungen wurden wieder die Einstellungen der durchgeführten Referenzsimulationen gewählt (siehe Abschnitt 4.1). Es wurden dazu zwei Simulationen durchgeführt. Bei der ersten Simulation (Fall 3) wurden Abmaße und Massen des Triebwerktyps V2500 gewählt. Bei der zweiten Simulation (Fall 4) wurden Abmaße und Massen des Triebwerktyps PW1100G genutzt. Die Tabelle 4.3 zeigt die verwendeten Triebwerkstypen bei den durchgeführten Simulationen. Die Beschreibung der genutzten Abmaße und Massen für die verschiedenen Triebwerkstypen erfolgte bereits in Abschnitt 2.5.1.

**Tabelle 4.3:** Verwendete Triebwerkstypen

	Referenzsimulation	Fall3	Fall4
Triebwerkstyp	CFM56	V2500	PW1100G

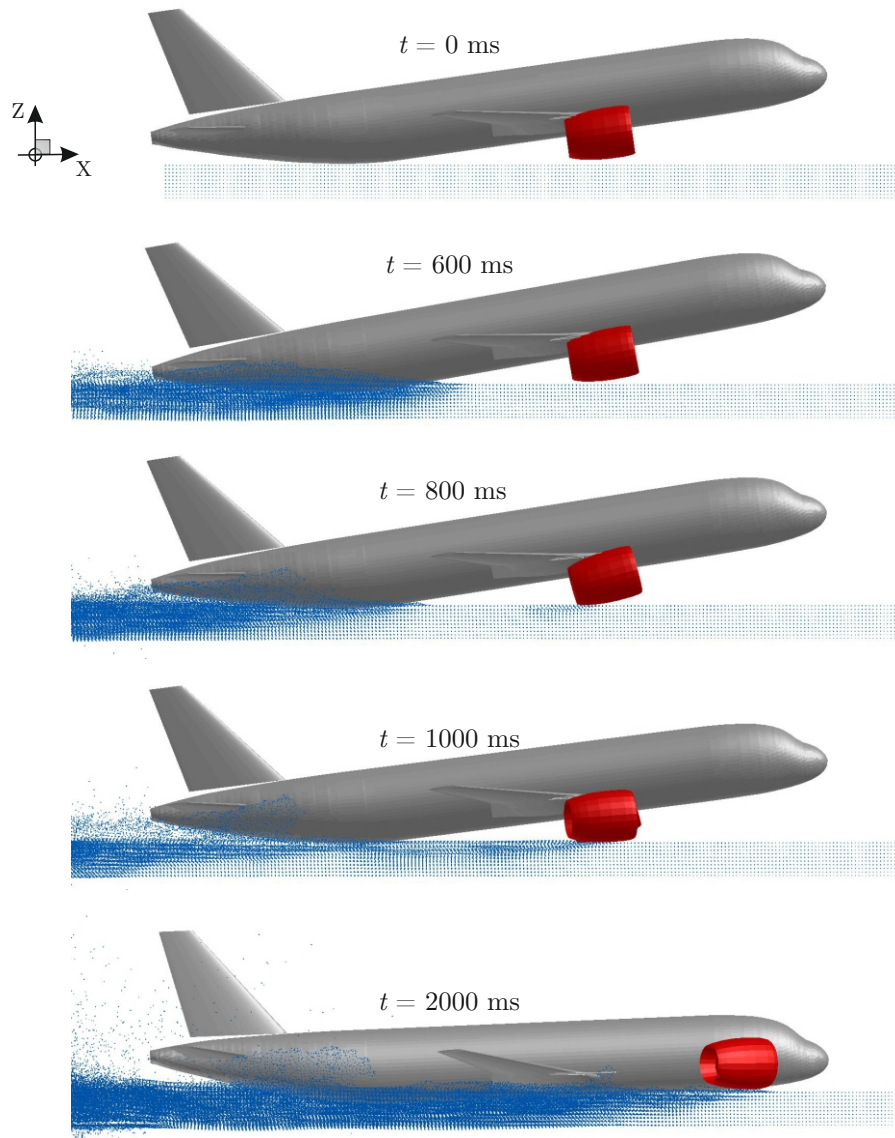
Fall 3 weist im Verlauf der Simulation kein Versagen der Triebwerksanbindungen auf. Abbildung 4.16 zeigt das Verhalten des Gesamtflugzeuges während der Simulation zu drei Zeitpunkten. Durch die längeren Triebwerke stehen diese weiter nach unten und kommen früher in Kontakt mit der Wasseroberfläche. Zudem resultiert eine größere Kontaktfläche zwischen Triebwerken und Wasseroberfläche. Dies führt zu einer schnelleren Geschwindigkeitsreduktion des Gesamtflugzeuges. Die maximal wirkenden Kräfte auf die Stabelemente liegen zwischen 300 kN und 400 kN. Damit reichen die Kräfte nicht aus, um ein Versagen der Triebwerksanbindungen hervorzurufen. Durch die am Flugzeug verbleibenden Triebwerke kommt es zum Ende der Simulation zu einem negativen Nickwinkel und einem leichten Eindringen der Flugzeugnase in das Wasser.





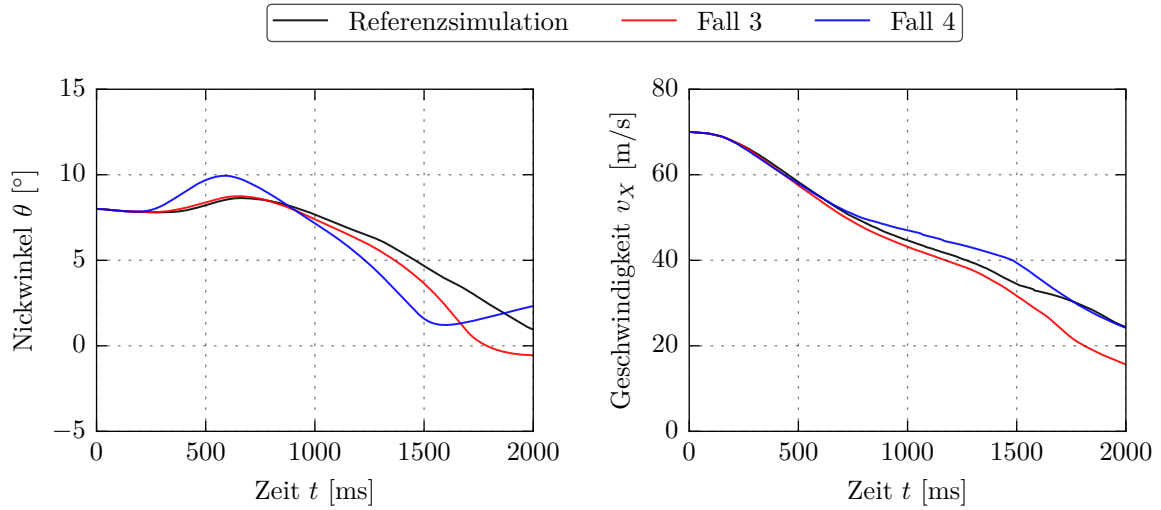
**Abbildung 4.16:** Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 3 (Triebwerkstyp V2500, Volumenelemente des Wassergebietes ausgeblendet)

Im Fall 4 zeigt sich ein ähnliches Verhalten wie im Fall 1. Abbildung 4.17 zeigt das Verhalten des Flugzeuges im Fall 4 zu fünf Zeitpunkten. Zunächst kommt das untere Flugzeugheck in Kontakt mit der Wasseroberfläche. Nach einem Kontakt der Triebwerke mit der Wasseroberfläche erfolgt ein Aufnicken des Flugzeuges. Während des Aufnickens kommen die Triebwerke ähnlich wie im Fall 1 nicht in Kontakt mit dem Wasser und werden folglich nicht abgebremst ( $t = 600$  ms). So stellt sich ein Geschwindigkeitsunterschied zwischen Triebwerken und Flugzeug ein. Besonders durch die höhere Masse von 500 kg je Triebwerk können die Stabelemente die auftretenden Kräfte nicht kompensieren. Nach einem erneuten Wasserkontakt zum Zeitpunkt  $t = 800$  ms haben alle Stabelemente versagt und die Triebwerke bewegen sich vor die Tragflächen. Zum Ende der Simulation haben die gelösten Triebwerke einen weiteren Weg zurückgelegt und befinden sich deutlich vor den Tragflächen ( $t = 2000$  ms).



**Abbildung 4.17:** Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 4 (Triebwerkstyp PW1100G, Volumenelemente des Wassergebietes ausgeblendet)

Die Nickwinkel- und Geschwindigkeitsverläufe sind in Abbildung 4.18 der Referenzsimulation gegenübergestellt. Der bereits erwähnte schnellere Geschwindigkeitsabbau im Fall 3 ist dabei zu erkennen. Ebenfalls deutlich wird das stärkere Aufnicken im Fall 4 nach dem ersten Kontakt zwischen Triebwerken und Wasseroberfläche. Begründet werden kann dies mit dem größeren Durchmesser des Triebwerkes. Dadurch erfolgt nach dem Kontakt des Rumpfhecks und der Triebwerke mit der Wasseroberfläche eine größere Rotation um die Y-Achse.



**Abbildung 4.18:** Vergleich der Nickwinkel- (links) und Geschwindigkeitsverläufe (rechts) der Fälle 3 (V2500) und 4 (PW1100G) mit denen der Referenzsimulation

Das kinematische Verhalten weicht im Hinblick auf Nickwinkelverläufe der Fälle 3 und 4 trotz identischen Anfangsbedingungen von dem der Referenzsimulation ab. Es konnte gezeigt werden, dass sich trotz identisch eingestellter Versagenslast, durch Variation der Triebwerksabmaße und -masse, ein früheres bzw. kein Abreißen der Triebwerke einstellen kann. Besonders die Masse der Triebwerke hat darauf einen großen Einfluss. Die Länge des Triebwerkmodells hat zudem einen Einfluss auf die Geschwindigkeitsreduktion gezeigt.

### 4.2.3 Variation von Gier- und Rollwinkel

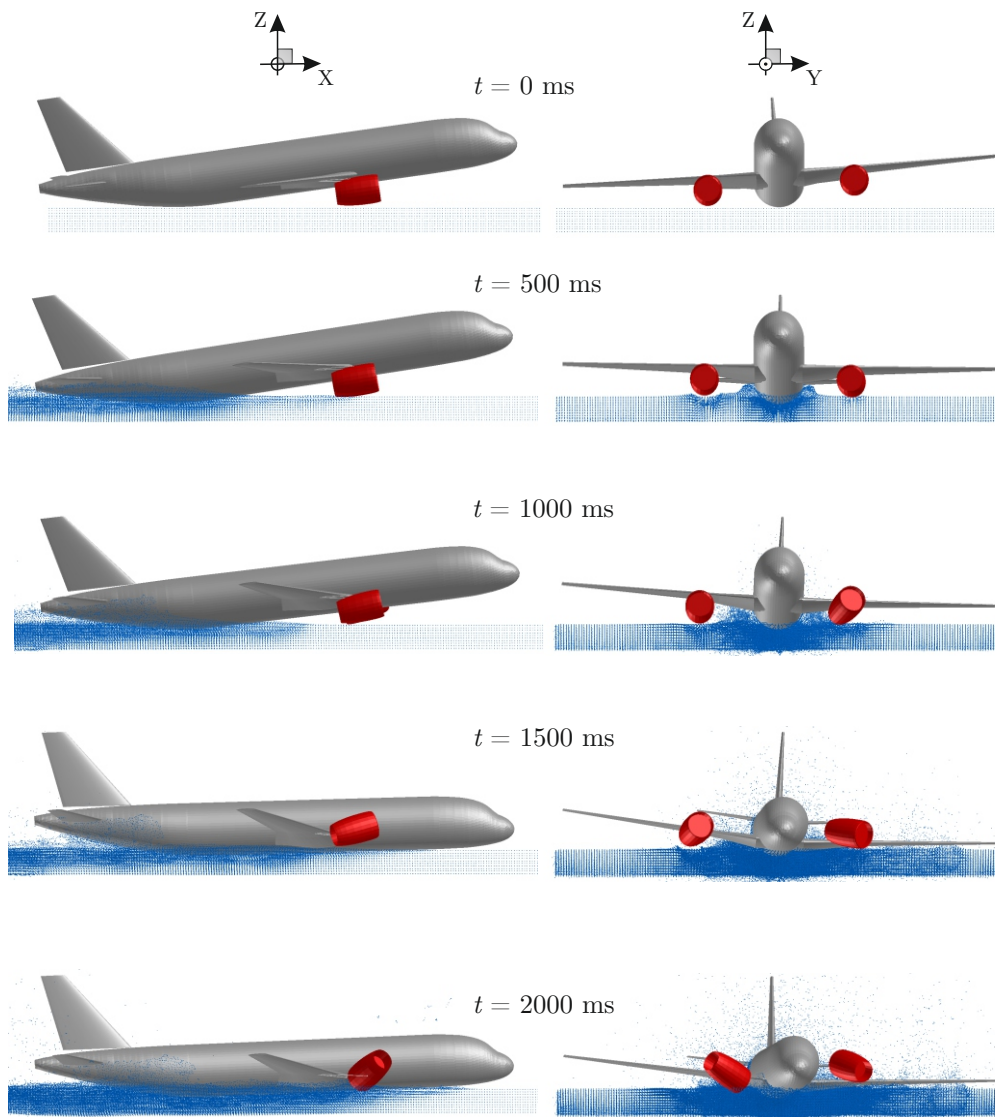
In diesem Abschnitt wird der Einfluss der Triebwerke auf das kinematische Verhalten des Flugzeuges bei unsymmetrischen Lastfällen untersucht. Dazu wurden zwei Simulationen durchgeführt. Bei der ersten Simulation (Fall 5) wurde zusätzlich zu den Anfangsbedingungen der Referenzsimulation ein Rollwinkel von  $4^\circ$  eingestellt. Die zweite Simulation (Fall 6) weist einen zusätzlichen Gierwinkel von  $4^\circ$  auf. Durch den unsymmetrischen Anflug und dem dadurch erwarteten größeren Bereich der Wasserverdrängung aufgrund des möglichen Kontaktes der Flügel mit dem Wasser, musste die Breite des SPH-Gebietes von 20 m auf 35 m vergrößert werden.

**Tabelle 4.4:** Anfangsbedingungen ( $t = 0$  ms) bei Variation von Gier- und Rollwinkel

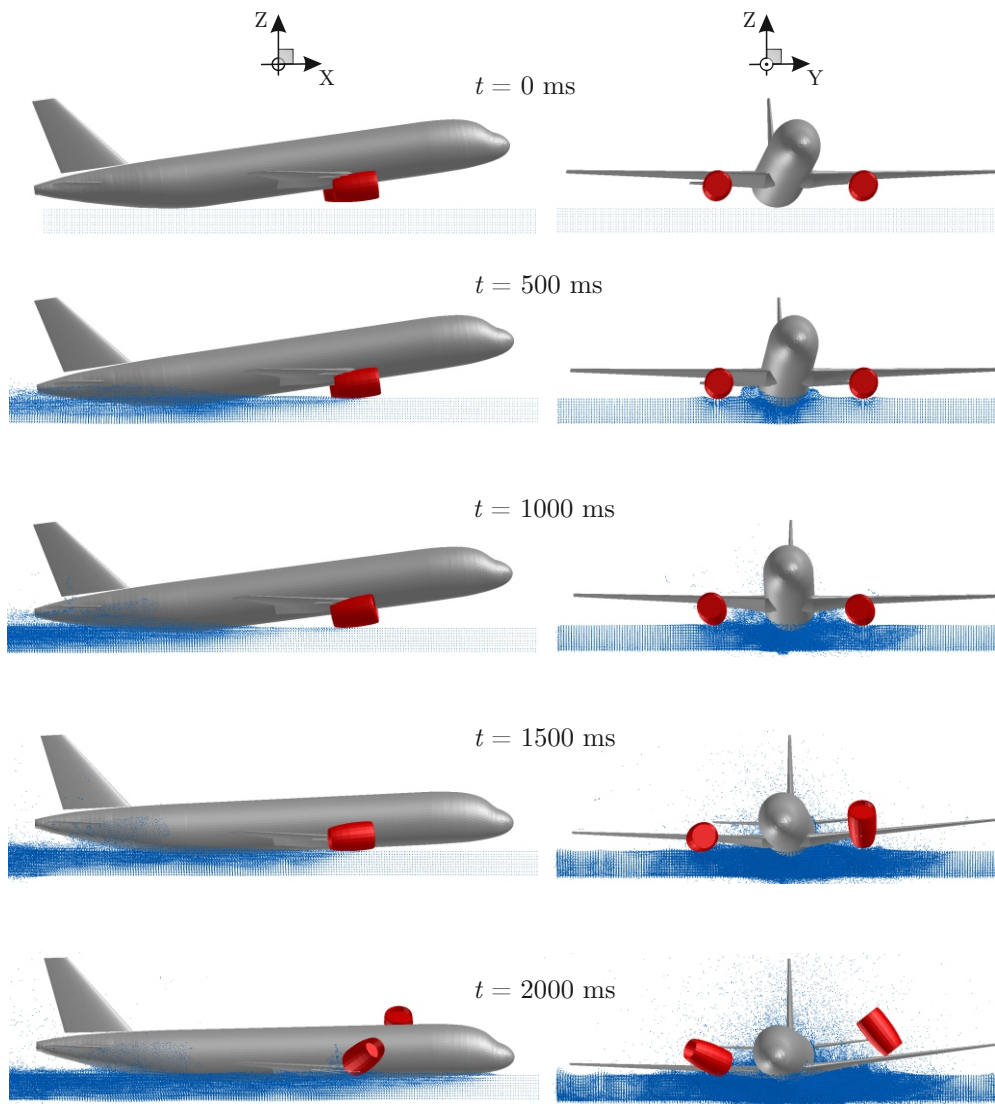
	Referenzsimulation	Fall 5	Fall 6
Gierwinkel $\psi$ $^\circ$	0	0	4
Rollwinkel $\phi$ $^\circ$	0	4	0

Abbildung 4.19 zeigt das Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 5 zu fünf Zeitpunkten von der Seite (links) und von vorne (rechts). Erkennbar ist zu Beginn der Simulation der zusätzlich eingestellte Rollwinkel. Als erstes kommt der untere Heckbereich in Kontakt mit dem Wasser, bevor das in Flugrichtung rechte Triebwerk ebenfalls auf der Wasseroberfläche aufsetzt. Es folgt ein Aufnicken des Flugzeuges ( $t = 300$  ms). Danach beginnt das Flugzeug zu rollen und die in Flugrichtung linke Tragfläche senkt sich. Zudem senkt sich die Flugzeugnase nach dem Aufnicken. Zum Zeitpunkt  $t = 500$  ms kommt das linke Triebwerk in Kontakt mit der Wasseroberfläche und das rechte Triebwerk löst sich vom Wasser. Durch das Rollen auf das linke Triebwerk und das gleichzeitig stattfindende Absenken der Flugzeugnase versagen die Anbindungen des linken Triebwerkes bei ca.  $t = 800$  ms. Dadurch wird zunächst das Rollen des Flugzeuges gestoppt ( $t = 1000$  ms). Nach dem erneuten Kontakt des noch am Flugzeug befestigten rechten Triebwerkes mit der Wasseroberfläche setzt das Rollen wieder ein und die linke Tragfläche, mit bereits abgerissenem Triebwerk ( $t = 1300$  ms), senkt sich erneut. Anschließend versagt auch das rechte Triebwerk. Aufgrund des Kontaktes des linken Flügels mit dem Wasser stellt sich ein Gierwinkel in positiver Richtung ein ( $t = 1500$  ms). Zum Ende der Simulation befinden sich beide Triebwerke vor den Tragflächen ( $t = 2000$  ms).

Das Verhalten des Flugzeuges im Fall 6 mit eingestelltem Gierwinkel ist in Abbildung 4.20 zu fünf Zeitpunkten von der Seite (links) und von vorne (rechts) gezeigt. Zu Beginn ist der Anflug mit zusätzlich eingestellten Gierwinkel erkennbar. Aufgrund der hohen Horizontalgeschwindigkeit und dem Wasserkontakt des Flugzeughecks giert das Flugzeug zunächst in negative Richtung. Der erste Kontakt der Triebwerke erfolgt nahezu zeitgleich bei ca.  $t = 300$  ms. Im Anschluss erfolgt ein Aufnicken des Flugzeuges. Bei  $t = 1000$  ms ist das Flugzeug nahezu exakt in X-Richtung ausgerichtet. Durch den größer werdenden Rollwinkel in positiver Richtung versagt kurze Zeit später das in Flugrichtung rechte Triebwerk und bewegt sich zunächst seitlich bevor es anschließend vor die Tragfläche gedrückt wird. Anschließend versagt das in Flugrichtung linke Triebwerk und klappt vor der Tragfläche hoch ( $t = 1200$  ms). Zum Zeitpunkt  $t = 1500$  ms sind beide Triebwerke abgerissen. Es stellen sich ein positiver Rollwinkel und ein negativer Gierwinkel zum Ende der Simulation ein ( $t = 2000$  ms).



**Abbildung 4.19:** Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 5 von der Seite (links) und von vorne (rechts) (Volumenelemente des Wassergebietes ausgeblendet)



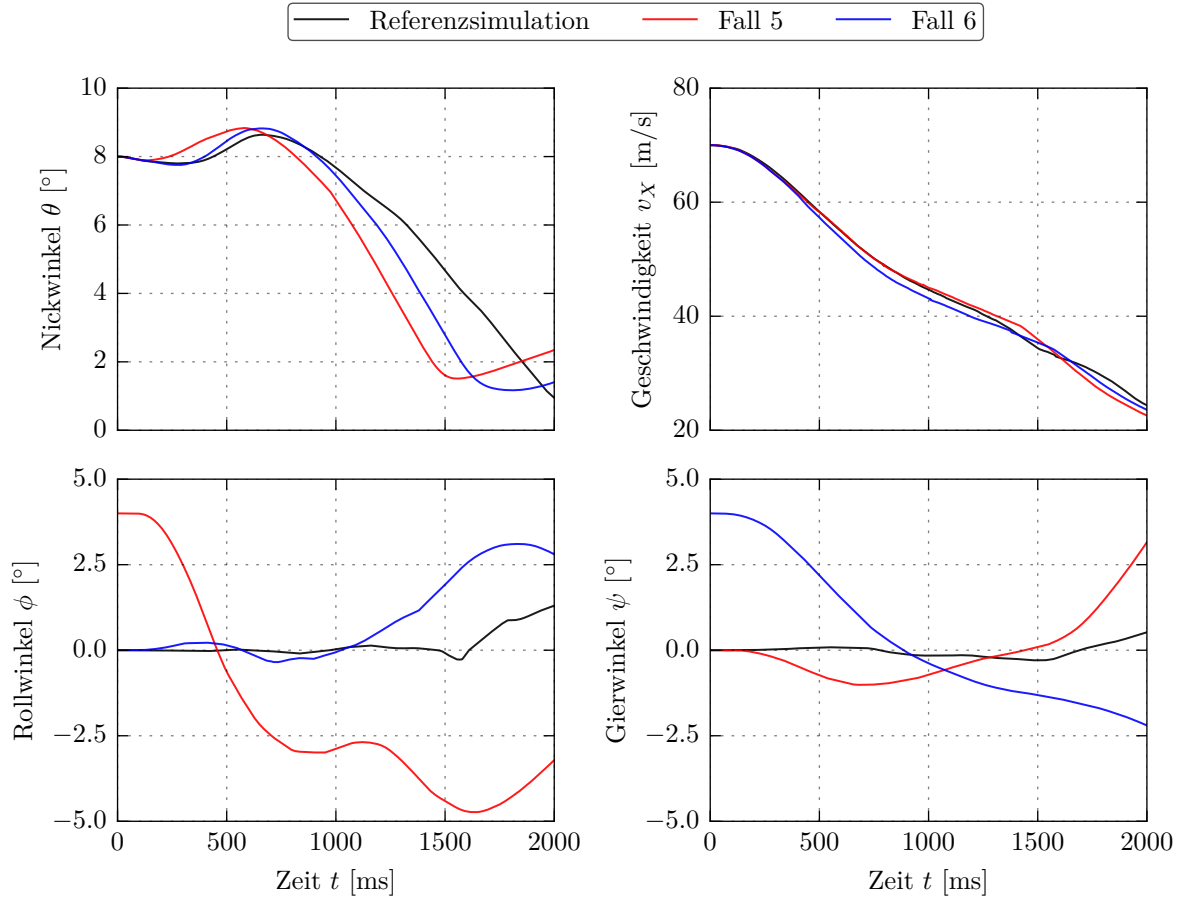
**Abbildung 4.20:** Verhalten des Gesamtflugzeuges im Fall 6 von der Seite (links) und von vorne (rechts) (Volumenelemente des Wassergebietes ausgeblendet)

Das kinematische Verhalten ist in Abbildung 4.21 in Form von Geschwindigkeits- und Flugwinkelverläufen gegenübergestellt. Bei den Nickwinkelverläufen ist das frühere Aufnicken des Flugzeuges im Fall 5 zu erkennen, was durch den früheren Kontakt des rechten Triebwerkes auftritt. Durch die frühzeitig versagenden Triebwerke sinkt der Nickwinkel in den Fällen 5 und 6 schneller als der in der Referenzsimulation.

Bei den gegenübergestellten Rollwinkeln ist das beschriebene Verhalten im Fall 5 durch die beiden Minima nach dem eingestellten Startrollwinkel erkennbar. Im Fall 6 zeigt sich zunächst ein Schwingen um die Nullachse bevor sich ein positiver Rollwinkel zum Zeitpunkt des Abreißens des zweiten Triebwerkes einstellt.

Die Gierwinkelverläufe zeigen im Fall 5 zunächst einen Ausschlag in die negative Richtung, da zu diesem Zeitpunkt das in Flugrichtung rechte Triebwerk und das Flugzeugheck in Kontakt mit der Wasseroberfläche sind. Nach dem Rollen auf das linke Triebwerk und dessen anschließendes Abreißen erfolgt ein Ausschlag des Gierwinkels

in die positive Richtung. Durch den Startgierwinkel im Fall 6 und den Geschwindigkeitsvektor in X-Richtung giert das Flugzeug nach dem Wasserkontakt in die negative Richtung. Diese Bewegung stabilisiert sich nach dem Abreißen der Triebwerke und der immer größer werdende Kontaktfläche zwischen Rumpf und Wasser. Die Geschwindigkeitsverläufe sind nahezu identisch.



**Abbildung 4.21:** Vergleich der Flugwinkel- und Geschwindigkeitsverläufe der Fälle 5 ( $\psi_0 = 0^\circ$ ,  $\phi_0 = 4^\circ$ ) und 6 ( $\psi_0 = 4^\circ$ ,  $\phi_0 = 0^\circ$ ) mit denen der Referenzsimulation

Aus den unsymmetrischen Anfangsbedingungen resultiert in den beiden untersuchten Fällen ein unsymmetrisches Abreißen der Triebwerke. Großen Einfluss hat dies auf das kinematische Verhalten des Flugzeuges gezeigt. Bei einem zusätzlichen Rollwinkel versagte durch die sich einstellenden zwei Kontaktflächen durch den Rumpf und des rechten Triebwerks zunächst das Triebwerk auf der gegenüberliegenden Seite. Bei einem zusätzlichen Gierwinkel und somit größerer seitlicher Belastung erfolgte neben dem zeitlich verzögerten Abreißen der Triebwerke auch zwei verschiedene Abreißverhalten. Das in Flugrichtung rechte Triebwerk zeigte zunächst eine seitliche Bewegung unter der Tragfläche durch das Gieren des Flugzeuges bis zum vollständigen Versagen, wohingegen sich das linke Triebwerk vor die Tragfläche bewegte. Somit erfolgte in beiden Fällen ein unsymmetrischer Triebwerksabriss, der den Verlauf der Landephase gefährden kann.

## 4.3 Diskussion

Die in Abschnitt 3.1.1 gewählten Modellierungen des Triebwerkmodelles, des Pylons und der Anbindungspunkte zwischen Triebwerk und Pylon haben ihre Funktionsfähigkeit in allen Simulationen unter Beweis gestellt. Durch die im Rahmen der Validierung gewählten Anbindungen zwischen Triebwerk und Pylon mit vier statt zwei Anbindungspunkten konnte bei unsymmetrischen Lastfällen trotz einer höheren seitlichen Belastung ein hinreichend genaues Abreißverhalten abgebildet werden. Aufgrund der konstant gewählten zeitschrittrelevanten Parameter erfolgte keine negative Beeinflussung des Zeitschrittes durch das neue Triebwerksmodell. Die vereinfachte Modellierung mit wenigen zusätzlichen Knoten und Elementen führte zu keiner nennenswerten Erhöhung des Berechnungsaufwandes.

Durch die Berechnung der Trägheitsmomente der Triebwerke für einen Vollzylinder wurde der Einfluss der Triebwerke möglicherweise überschätzt dargestellt. Durch das einfach aufgebaute Triebwerksmodul ist es allerdings in Zukunft möglich, ohne großen zusätzlichen Aufwand genauere Trägheitsmomente für die Triebwerke zu hinterlegen.

Im Rahmen der durchgeführten Simulationen wurde durch die Starrkörpermodellierung von Rumpf, Tragflächen und Triebwerken keine Energieaufnahme der Modelle berücksichtigt. Es wird angenommen, dass dies zu einem Überschätzen des Einflusses führen könnte, was in zukünftigen Studien untersucht werden sollte.

Für die Anfangsbedingungen der Referenzsimulationen wurde nach einer Messung der auftretenden Kräfte eine Versagenslast der Stabelemente von 500 kN angesetzt. Das verwendete Versagensmodell der Stabelemente zeigte das gewünschte Versagen bei dem vorgegeben Wert. Zudem zeigte sich bei der Referenzsimulation ein realistisches Abreißverhalten, wie es in Abschnitt 2.5.3 erläutert wurde. Der hinzugefügte Kontakt zwischen Triebwerken und Tragflächen trug wesentlich zu dem realistischen Abreißverhalten bei. Im Rahmen der durchgeführten Parameterstudien im Anschluss zeigte sich ein zum Teil verändertes Abreißverhalten der Triebwerke. Die gewählte Versagenslast der Stabelemente führte bei Variation des Triebwerktyps teilweise zu keinem Versagen der Triebwerksanbindungen. Bei anderen Parametervariationen wurde ein Versagen der Triebwerke vor den Tragflächen deutlich, wodurch sich ein Geschwindigkeitsunterschied zwischen den Triebwerken und dem Flugzeug einstellte. Bei niedrigem Anfangsnickwinkel kann es dazu kommen, dass zunächst die Triebwerke einen Kontakt mit der Wasseroberfläche haben, was anschließend durch die gewählte Versagenslast der Triebwerksanbindungen zu einem deutlich veränderten Verhalten des Flugzeuges führt. Aus dem veränderten Abreißverhalten der Triebwerke bei verschiedenen Lastfällen lässt sich schlussfolgern, dass die gewählte Versagenslast der Stabelemente möglicherweise unter Berücksichtigung eines breiteren Spektrums an Lastfällen angepasst werden muss.

Nach den durchgeführten Untersuchungen in den vorherigen Abschnitten kann festgehalten werden, dass Triebwerke bei Notwasserungssimulationen berücksichtigt werden sollten. Es hat sich ein deutlich verändertes kinematisches Verhalten des Flugzeuges gezeigt. Bei symmetrischen Anfangsbedingungen wurde ein Einfluss auf das Nickwinkelverhalten durch den zusätzlichen Widerstand der Triebwerke deutlich. Nach dem Kontakt zwischen den Triebwerken und der Wasseroberfläche und dem Absinken des



Flugzeughecks erfolgte ein Aufnicken des Flugzeuges, welches bei Simulationen ohne Triebwerke nicht auftrat. Anschließend kam es zu einer stärkeren Abnahme des Nickwinkels, wodurch ein deutlich härterer zweiter Aufprall des Rumpfes auf das Wasser zu erwarten ist, wenn Triebwerke berücksichtigt werden.



# 5 Nachrechnung des Hudson River Unfalls

In diesem Kapitel wird eine Nachrechnung des Unfalls auf dem Hudson River aus dem Jahr 2009 mit einem generischen Transportflugzeug ähnlicher Größe durchgeführt. Zunächst wird erläutert, welchen Quellen die Anflugbedingungen für die Simulation entnommen wurden und welche Annahmen getroffen wurden. Anschließend folgen die Ergebnisse der Simulation. Grundlegend wurden die Ereignisse des Fluges US Airways 1549 bereits in Abschnitt 2.1 beschrieben.

## 5.1 Flugdaten

Für die Recherche zu dem Unfall wurden verschiedene, frei zugängliche Unfallberichte vom National Transportation Safety Board (NTSB) [8, 17, 30, 31] und von Airbus [3] genutzt. Anflugbedingungen wie z.B. Nick- und Rollwinkel wurden in [31] dem Flugdatenschreiber entnommen. Andere Parameter wie Horizontalgeschwindigkeit, Sinkgeschwindigkeit und Gierwinkel wurden durch bekannte Umgebungsbedingungen und aufgezeichnete Flugdaten in [31] berechnet. Der Flug des Airbus A320-214 startete nach Informationen des Flughafens LaGuardia mit einer Abflugmasse von 68724 kg. Diese lag damit unter dem maximal möglichen Abfluggewicht von 68765 kg. Mit der Annahme, dass bis zum Erstkontakt mit dem Wasser eine Treibstoffmasse von 685 kg verbraucht wurde lag die Masse des Flugzeuges zum Zeitpunkt des Erstkontaktes mit der Wasseroberfläche bei ca. 68039 kg [30]. Trägheitsmomente und Schwerpunktlage des Flugzeuges sind nicht bekannt. So wurden für die Nachrechnung mit dem in dieser Arbeit genutzten generischen Transportflugzeug, das dem Airbus A320 ähnlich ist, die Trägheitsmomente und die Schwerpunktlage zwischen zwei bekannten Lastfällen basierend auf der Gesamtmasse interpoliert. Tabelle 5.1 zeigt die verwendeten Werte für die Nachrechnung.

Aufgrund der hohen Sinkgeschwindigkeit, die mit  $-3,8$  m/s über den anzustrebenden  $-1,5$  m/s lag, gilt dieser Unfall offiziell nicht als Notwasserung sondern als Unfall auf Wasser (unkontrollierte Landung) [3]. Die Landung führte zu einem unsymmetrischen Triebwerksabriss. Das in Flugrichtung linke Triebwerk riss während der Landung auf dem Wasser ab [3]. Es ist nicht bekannt zu welchem Zeitpunkt dies stattfand und ob sich das Triebwerk vom Pylon löste oder ob Triebwerk und Pylon sich gemeinsam vom Flügel abtrennten. Das schwer beschädigte rechte Triebwerk befand sich nach der Bergung des Wracks noch an der Tragfläche (Abbildung 5.1). Trotz des unsymmetrischen Abreißens der Triebwerke gelang es den Piloten das Flugzeug während der Landephase stabil zu halten und so eine Schwimmposition zu ermöglichen, die eine schnelle Evakuierung der Insassen möglich machte (siehe Abbildung 2.3, links).

**Tabelle 5.1:** Genutzte Werte für Nachrechnung des Hudson River Unfalls mit einem generischen Transportflugzeug

Aufprallmasse [kg] [30]	68039
Horizontalgeschwindigkeit $v_X$ [m/s] [31]	64,8
Sinkgeschwindigkeit $v_Z$ [m/s] [31]	-3,8
Nickwinkel [°] [31]	9,5
Rollwinkel [°] [31]	0,4
Gierwinkel [°] [31]	2,2
$I_{xx}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	$1,07166 \cdot 10^{12}$
$I_{xy}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	$2,57743 \cdot 10^6$
$I_{xz}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	$-6,09489 \cdot 10^{10}$
$I_{yy}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	$3,09842 \cdot 10^{12}$
$I_{yz}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	$3,50703 \cdot 10^5$
$I_{zz}$ [kg mm <sup>2</sup> ]	$4,09032 \cdot 10^{12}$
Schwerpunktlage x-Position [mm]	16430,4
Schwerpunktlage y-Position [mm]	0,0
Schwerpunktlage z-Position [mm]	-454,2



**Abbildung 5.1:** Airbus A320-214 des Fluges US Airways 1549 während der Bergung [8]

## 5.2 Simulationsmodell

Eine Gegenüberstellung des Unfallflugzeuges A320-214 und dem in dieser Arbeit genutzten generischen Transportflugzeuges D150 zeigt die Tabelle 5.2. Es ist demnach eine Ähnlichkeit zwischen den beiden Flugzeugen zu entnehmen.

**Tabelle 5.2:** Vergleich zwischen A320-214 und dem verwendeten generischen Transportflugzeug D150

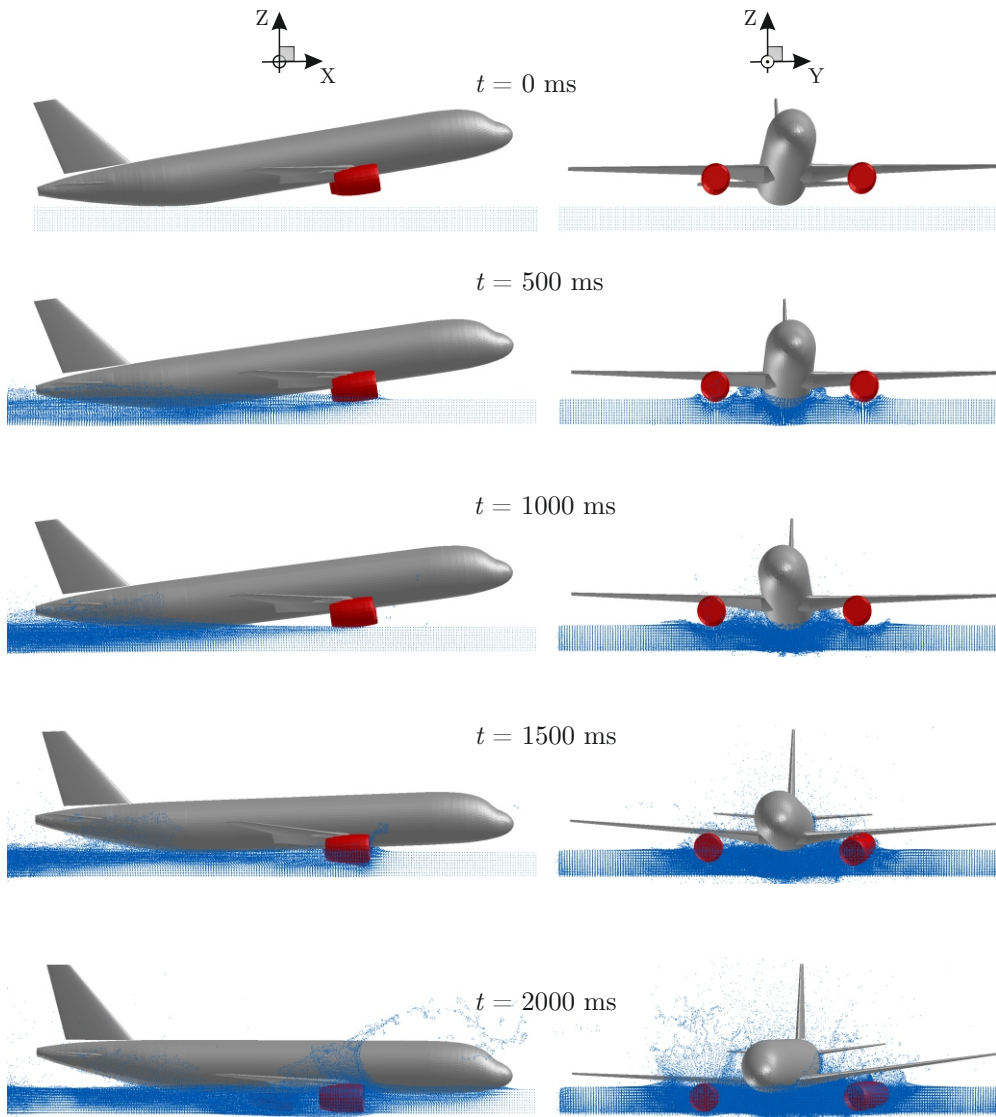
	A320-214 [1]	D150
Max. Abflugmasse [kg]	78000	72574
PAX	150 - 180	150
Rumpfdurchmesser [mm]	3,95	4,14
Länge [m]	37,57	37,61
Spannweite [mm]	17,9	16,96

Durch die Anflugbedingungen aus Tabelle 5.1 handelt es sich um einen unsymmetrischen Lastfall. Aus diesem Grund wurde für die Simulation eine Breite des SPH-Gebiets von 35 m gewählt (siehe Abschnitt 4.2.3). Die Kopplung zwischen den SPH Fluidpartikeln und der FE Struktur erfolgte durch einen Strafkontakt (siehe Abschnitt 2.3.2). Es wurde ein zusätzlicher Kontakt verwendet um den entstehenden Unterdruckeffekt bei einer Notwasserung zu imitieren (Suction-Kontakt). Für das Triebwerksmodell wurden die Abmaße und Massen des Triebwerkstyps CFM56 genutzt, welche auch beim Unfallflugzeug des Fluges US Airways 1549 operierten [3]. Zunächst wurde eine Simulation mit einer Versagenslast der Stabelemente von  $F_V = 500$  kN durchgeführt. Beide Triebwerke versagten nach dem ersten Kontakt zwischen Triebwerken und Wasseroberfläche. Wie bereits in Abschnitt 4.3 diskutiert, musste die Versagenslast der Triebwerksanbindungen angepasst werden. Dies kann auf die im Vergleich zur Referenzsimulation (Kapitel 4) hohe Sinkgeschwindigkeit zurückgeführt werden. Da das Triebwerksmodell nicht für einen solchen Sonderlastfall ausgelegt wurde, mussten die wirkenden Kräfte für diesen Lastfall durch eine Simulation mit hoher Versagenslast gemessen werden. Nach der Messung wurde eine Versagenslast von  $F_V = 800$  kN je Stabelement gewählt. Für eine Versagenslast von  $F_V = 800$  kN je Stabelement musste die Streckgrenze im Materialmodell der Stabelemente (vgl. Abschnitt 3.1.2) entsprechend angepasst werden:

$$\sigma_y = \frac{F_V}{A_S} = \frac{800 \text{ kN}}{50 \text{ mm}^2} = 16 \text{ kN/mm}^2. \quad (5.1)$$

## 5.3 Ergebnisse der Simulation

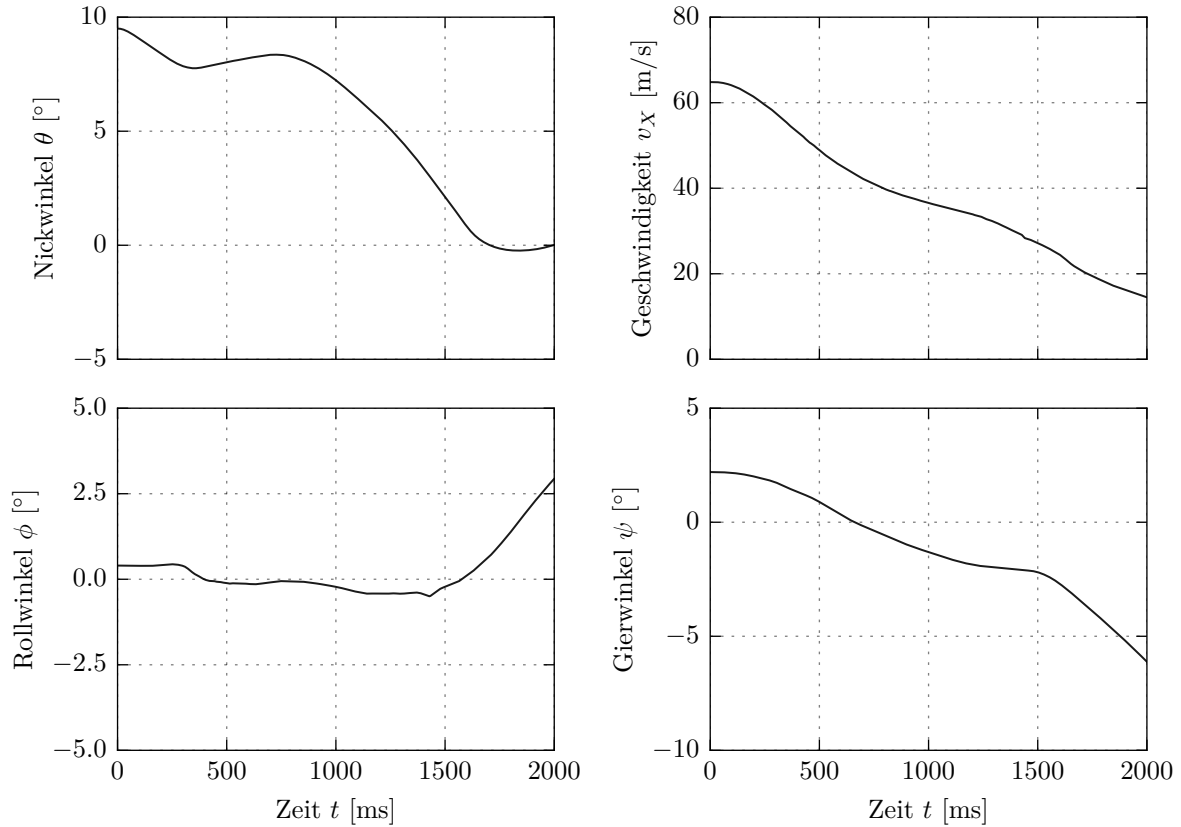
Das kinematische Verhalten des Flugzeuges mit den verwendeten Werten aus Tabelle 5.1 zeigt die Abbildung 5.2 zu fünf Zeitpunkten. Dort ist die Ausrichtung des Flugzeuges zum Start der Simulation mit den eingestellten Flugwinkeln zu erkennen. Durch die Horizontalgeschwindigkeit in X-Richtung erfolgt nach dem zu Beginn eingestellten Gierwinkel und dem Aufsetzen des Flugzeughecks ein Gieren des Flugzeuges in negative Richtung um die Z-Achse.



**Abbildung 5.2:** Verhalten des Gesamtflugzeuges bei Nachrechnung des Hudson River Unfalls mit einem generischen Transportflugzeug und ausgeblendeten Volumenelementen

Das in Flugrichtung rechte Triebwerk kommt nach ca. 240 ms zu erst in Kontakt mit der Wasseroberfläche. Nur 40 ms später kommt auch das linke Triebwerk in Kontakt mit der Wasseroberfläche. Das Flugzeugheck sinkt weiter in das Wasser und durch das Aufsetzen der Triebwerke auf der Wasseroberfläche erfolgt nach 500 ms ein leichtes Aufnicken des Flugzeuges. Zu diesem Zeitpunkt herrscht nahezu kein Rollwinkelausschlag. Anschließend senkt sich die Flugzeugnase. Bei  $t = 1200$  ms dringen beide Triebwerke mit der Unterkante in die Wasseroberfläche ein. Zu diesem Zeitpunkt stellt sich ein negativer Rollwinkel ein, wodurch das in Flugrichtung linke Triebwerk früher und tiefer in das Wasser eindringt. Dadurch wirken größere Kräfte am linken Triebwerk was bei  $t = 1400$  ms zum Abreißen führt. Das linke Triebwerk bewegt sich im weiteren Verlauf unterhalb der Tragfläche entlang und verbleibt im Wasser. Das rechte Triebwerk dagegen verbleibt während der gesamten Simulationsdauer am Flugzeug.

Anschließend verstärkt sich das Gieren des Flugzeuges ( $t = 1500$  ms) und zeitgleich beginnt das Flugzeug ein Rollen in positive Richtung. Zum Ende der Simulation bei  $t = 2000$  ms ist der Nickwinkel des Flugzeuges nahezu Null, der Rollwinkel beträgt ca.  $2,9^\circ$  und der Gierwinkel liegt bei ca.  $-6^\circ$ . Die Horizontalgeschwindigkeit hat sich um 77% auf ca. 15 m/s verringert. Die Verläufe der Flugwinkel und der Geschwindigkeit zeigt die Abbildung 5.3.



**Abbildung 5.3:** Flugwinkelverläufe und der Geschwindigkeitsverlauf bei Nachrechnung des Hudson River Unfalls mit einem generischen Transportflugzeug

Durch die eingestellten Werte für die Nachrechnung mit dem generischen Transportflugzeug und der Nutzung des Triebwerkmodells konnte ein unsymmetrisches Abreißen der Triebwerke wie bei Flug US Airways 1549 gezeigt werden.





## 6 Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit wurde ein Triebwerksmodell mit Versagensmodell der Triebwerksanbindungen entwickelt und als neues Modul in das Programm *AC-Ditch* integriert.

Zunächst wurden verschiedene Modellierungsvarianten für Triebwerk, Pylon und Triebwerksanbindungspunkte recherchiert und erläutert. Aufgrund von Kriterien wie Berechnungsdauer und Zeitschrittgröße wurde sich für eine Starrkörper-Schalenmodellierung des Triebwerkes ohne zusätzliche innere Bauteile entschieden. Das Triebwerksmodell basiert auf einer generischen Form, die dem gewählten Triebwerkstyp entsprechend skaliert wird. Der Pylon wurde durch starr angebundene Stabelemente modelliert. Die Anbindung zwischen Triebwerk und Pylon erfolgte an vier Anbindungspunkten mit jeweils zwei Stabelementen. Für die insgesamt acht Stabelemente eines Triebwerkes wurde ein Versagensmodell hinterlegt. Das gewählte Versagensmodell ermöglicht ein Versagen der Triebwerksanbindungen beim Erreichen einer definierten Versagenslast. Die Validierung des Modells erfolgte in drei Schritten von einem einfachen Minimalmodell über ein einzelnes Triebwerk mit vorgegebener Versagenslast bis zu der Untersuchung am Gesamtflugzeug in Notwasserungssimulationen.

Das neue Python-basierte Triebwerksmodul erzeugt die benötigten Eingabedateien für das gesamte Triebwerksmodell automatisiert. Schwerpunktlage und Massen des Flugzeuges werden dabei automatisch angepasst. Der Nutzer kann einstellen ob das Triebwerksmodul bei der Erzeugung eines Simulationsmodelles berücksichtigt werden soll, wie viele Triebwerke erzeugt werden sollen (zwei oder vier), ob die Triebwerksanbindungen versagen können oder das Triebwerk starr am Flugzeug angebracht sein soll und es kann aus drei verschiedenen Triebwerkstypen gewählt werden.

Anschließend wurde der Einfluss von Triebwerken auf das Notwasserungsverhalten eines Transportflugzeuges anhand numerischer Simulationen untersucht. Zunächst wurde im Rahmen von Referenzsimulationen untersucht, ob ein zusätzlicher Suction-Kontakt benötigt wird, um den in Realität entstehenden Unterdruck zu imitieren. Es zeigte sich, dass ein zusätzlicher Suction-Kontakt ein realistischeres Nickwinkelverhalten aufweist. Alle nachfolgenden Simulationen wurden mit einem zusätzlichen Suction-Kontakt durchgeführt.

Im Anschluss wurden Simulationen zum Einstellen der Versagenslast der Triebwerksanbindungen vorgenommen. Basierend auf Ergebnissen einer Notwasserungssimulation zur Messung der auf die Stabelemente wirkenden Kräfte wurde die Versagenslast festgelegt. Für die anschließenden Simulationen wurde ein Versagen der Stabelemente bei 500 kN eingestellt. Es zeigte sich ein Abreißverhalten der Triebwerke, bei dem sich diese unter der Tragfläche hinweg bewegen. Die Referenzsimulationen haben neben dem erzielten Abreißverhalten bei der eingestellten Versagenslast bereits einen Einfluss auf das Nickwinkelverhalten des Flugzeuges gezeigt. Dieser nahm nach einem Aufnicken deutlich stärker ab, wenn Triebwerke berücksichtigt wurden.

Nach den erfolgreichen Referenzsimulationen wurden mit dem etablierten Triebwerksmodell inklusive Versagensmodell der Triebwerksanbindungen weitere Untersuchungen im Rahmen von Parameterstudien durchgeführt. Es wurden Simulationen mit Variation von Horizontalgeschwindigkeit, Flugwinkeln und Triebwerkstypen untersucht. Zunächst wurden symmetrische Lastfälle untersucht. Es zeigte sich ein Einfluss der Triebwerke auf das Nickwinkelverhalten. Zum Ende der Parameterstudien wurden ebenfalls unsymmetrische Lastfälle berücksichtigt. Dazu wurden zu Beginn der Simulation Gier- oder Rollwinkel eingestellt. Es zeigte sich ein unsymmetrisches Abreißen der Triebwerke und ein deutlicher Einfluss auf die Flugwinkel sowie auf das gesamte kinematische Verhalten des Flugzeuges.

Abschließend wurde mit dem Hudson River Unfall ein praktisches Beispiel nachgerechnet. Aufgrund der deutlich höheren Sinkgeschwindigkeit zum Zeitpunkt des Aufpralls auf dem Wasser im Vergleich zu der Referenzsimulation musste die Versagenslast entsprechend angepasst werden. Es konnte gezeigt werden, dass die gewählte Modellierung des Triebwerksmodells und des Versagensmodells bei den verwendeten Anflugbedingungen des Hudson River Unfalls ebenfalls ein unsymmetrisches Abreißen der Triebwerke verursacht.

Die numerischen Untersuchungen haben gezeigt, dass Triebwerke einen signifikanten Einfluss auf das kinematische Verhalten des Flugzeuges in Notwasserungssimulationen haben. Das Abreißverhalten der Triebwerke bei Notwasserungen konnte mit der gewählten Modellierung und dem verwendeten Versagensmodell der Triebwerksanbindungen hinreichend genau abgebildet werden ohne die Rechenzeit durch detaillierte Modellierungen zu erhöhen. Aufgrund des veränderten Abreißverhaltens der Triebwerke bei verschiedenen Lastfällen hat sich gezeigt, dass die Versagenslast unter Berücksichtigung verschiedener Lastfälle eingestellt werden sollte. Das flexible und leicht einzustellende Triebwerksmodul ermöglicht die Variation der Versagenslast ohne zusätzlichen Aufwand.

Die Ergebnisse dieser Arbeit haben aufgezeigt, dass die anhand des Referenzlastfalls eingestellte Versagenslast möglicherweise zu gering war. Für zukünftige Untersuchungen sollte die Versagenslast anhand eines breiteren Spektrums an Lastfällen neu eingestellt werden.

Die im Rahmen dieser Arbeit entwickelte und validierte Modellierung könnte auf weitere Anbauteile, die für das Notwasserungsverhalten ebenfalls von Bedeutung sein könnten, übertragen werden. Dazu zählen beispielsweise Fahrwerke und Klappen.

Basierend auf dem gezeigten Einfluss der Triebwerke bei Notwasserungssimulationen auf das Nickwinkelverhalten wird ein stärkerer zweiter Aufprall des Rumpfes erwartet. Dieser stärkere zweite Aufprall könnte zu höheren Belastungen für die Insassen führen. Da im Rahmen der Entwicklung und Zertifizierung von Transportflugzeugen die Passagiersicherheit eine der höchsten Prioritäten hat, könnten die Passagierlasten an verschiedenen Positionen im Flugzeug bei Verwendung von Triebwerken in Zukunft näher untersucht werden.

# Literaturverzeichnis

- [1] Airbus. A320 Dimension & key data. <http://www.airbus.com/aircraftfamilies/passengeraircraft/a320family/a320/specifications/>. Zugriff: 27.10.2016 um 17:10 Uhr.
- [2] Airbus. „Aircraft Characteristics for Airport and maintenance Planning-A320 “. Technical Report, 2005.
- [3] Airbus. „US Airways Flight 1549 Accident Investigation “. Technical Report, 2009.
- [4] L. Benítez Montañés, H. Climent Máñez, M. H. Siemann, and D. Kohlgrueber. „Ditching Numerical Simulations: Recent Steps in Industrial Applications “. Aerospace Structural Impact Dynamics International Conference, 2012.
- [5] M. I. C. Cadilha. „Numerical Simulation of Aircraft Ditching of a Generic Transport Aircraft: Contribution to Accuracy and Efficiency “. Masterthesis, Instituto Superior Técnico Lisboa, 2014.
- [6] H. Climent, L. Benítez, F. Rosich, F. Rueda, and N. Pentecote. „Aircraft Ditching Numerical Simulation “. 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, 2006.
- [7] J. Donea, A. Huerta, J. Ponthot, and A. Rodr. „Arbitrary Lagrangian – Eulerian Methods “. Encyclopedia of Computational Mechanics, pages 1–25, 1999.
- [8] Douglass P. Brazy. „USAirways Flight 1549 Water Landing Hudson River “. Technical Report, NTSB, Office of Aviation Safety, 2009.
- [9] EASA. „Type certification data sheet-CFM56-5B “. 2012.
- [10] EASA. „Type certification data sheet-V2500 “. 2013.
- [11] EASA. „Type certification data sheet-PW1100G “. 2015.
- [12] EASA. „Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25“. 2016.
- [13] M. Endesfelder. „Triebwerksintegration “. ;, HAW Hamburg - Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, 2005.
- [14] ESI-Group. „Explicit Solver Reference Manual “. Virtual Performance Solution, 2010.
- [15] ESI-Group. „Solver Notes Manual “. Virtual Performance Solution, 2010.
- [16] Federal Aviation Administration. „Transport Airplane Cabin Interiors Crashworthiness Handbook “. Advisory Circular AC25-17, 2009.

- [17] J. T. Fedok. „Factual Report on Survival Factors of Hudson River Water Impact Accident “. Technical Report, NTSB, Office of Aviation Satey, 2009.
- [18] F. Ghaffari. „An Analytical Method for the Ditching Analysis of an Airborne Vehicle “. Technical Report, 1988.
- [19] R. A. Gingold and J. J. Monaghan. „Smoothed particle hydrodynamics: theory and application to non-spherical stars “. Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 181:375–389, 1977.
- [20] J. B. Gomes. „Numerical Simulation of Aircraft Ditching of a Generic Transport Aircraft: Implementation of an Aerodynamic Model “. Masterthesis, Instituto Superior Técnico Lisboa, 2015.
- [21] S. Heimbs. „Computational methods for bird strike simulations: A review “. Computers and Structures, 89(23-24):2093–2112, 2011.
- [22] R. Johnson. „Study on Transport Airplane Unplanned Water Contact “. 1984.
- [23] L. Nasdala. „FEM-Formelsammlung Statik und Dynamik “. Vieweg+Teubner Verlag, Wiesbaden, 2012.
- [24] L.B. Lucy. „A numerical approach to the testing of the fission hypothesis “. The Astronomical Journal 82, pages 1013–1024, 1977.
- [25] O. Lindenau. „Validation of a Transport Aircraft Ditching Simulation Tool “. 6th International KRASH Users’ Seminar (IKUS6), (June):15–17, 2009.
- [26] O. Lindenau and T. Rung. „Review of Transport Aircraft Ditching Accidents “. 6th International KRASH Users’ Seminar (IKUS6), (June):15–17, 2009.
- [27] E. E. McBride and L. J. Fisher. „Experimental Investigation of Effect of Rear-Fuselage Shape on Ditching behavior “. Technical Report, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), 1953.
- [28] M. C.-Y. Niu. „Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures “. 1988.
- [29] M. C.-Y. Niu. „Airframe Stress Analysis and Sizing “. 1997.
- [30] NTSB. „Loss of Thrust in Both Engines After Encountering a Flock of Birds and Subsequent Ditching on the Hudson River “. Technical Report, 2009.
- [31] J. O’Callaghan. „Report on Aircraft Performance of Hudson River Water Impact Accident “. Technical Report, NTSB, Office of Research and Engineering, 2009.
- [32] A. A. Patel and R. P. J. Greenwood. „Transport Water Impact and Ditching Performance “. Technical Report, Federal Aviation Administration, Office of Aviation Research, 1963.
- [33] V. K. Ramalingam and H. M. Lankarani. „Analysis of impact on soft soil and its application to aircraft crashworthiness “. International Journal of Crashworthiness, 2002.

- [34] D. B. Schwinn. „Integration of Crashworthiness Aspects into Preliminary Aircraft Design “. *Applied Mechanics and Materials*, 598:146–150.
- [35] D. B. Schwinn. „Advanced Modeling of Air- and Rotorcraft in a Multi-Disciplinary Environment at Early Design Stages “. *NAFEMS World Congress*, 2015.
- [36] D. B. Schwinn. „Parametrised fuselage modelling to evaluate aircraft crash behaviour in early design stages “. *International Journal of Crashworthiness*, 20(5):413–430, 2015.
- [37] M. H. Siemann. „Numerical and Experimental Investigation of the Structural Behavior during Aircraft Emergency Landing on Water“. Dissertation, University of Stuttgart, 2016.
- [38] M. H. Siemann, D. B. Schwinn, J. Scherer, and D. Kohlgrüber. „Advances in Numerical Ditching Simulation of Flexible Aircraft Models “. *2nd Aerospace Structural Impact Dynamics International Conference*, 2015.
- [39] A. G. Smith, C. H. E. Warren, and D. F. Wright. „Investigations of the Behaviour of Aircraft When Making a Forced Landing on Water (Ditching) “. Technical Report, Farnborough, Hants. : Royal Aircraft Establishment, 1952.
- [40] M. F. Steiner. „Acceleration and bottom pressures measured on a B-24D airplane in a ditching test “. Technical Report, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), 1944.
- [41] N. R. S. Toso. „Contribution to the Modelling and Simulation of Aircraft Structures Impacting on Water “. Dissertation, University of Stuttgart, 2009.
- [42] F. Zöllner. „Implementierung und Anwendung netzfreier Methoden im Konstruktiven Wasserbau und in der Hydromechanik “. Dissertation, University of Stuttgart, 2009.

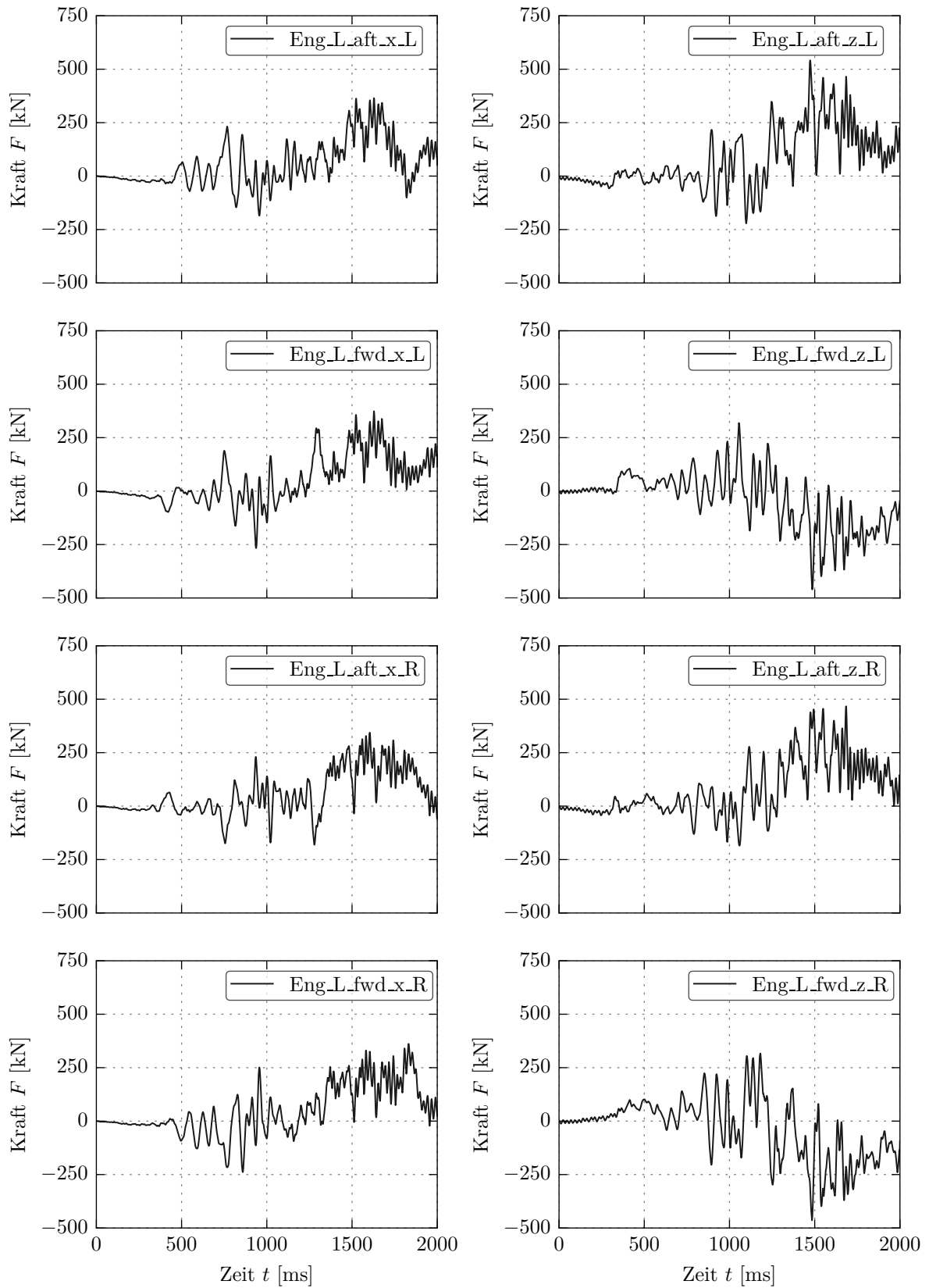


# Anhang

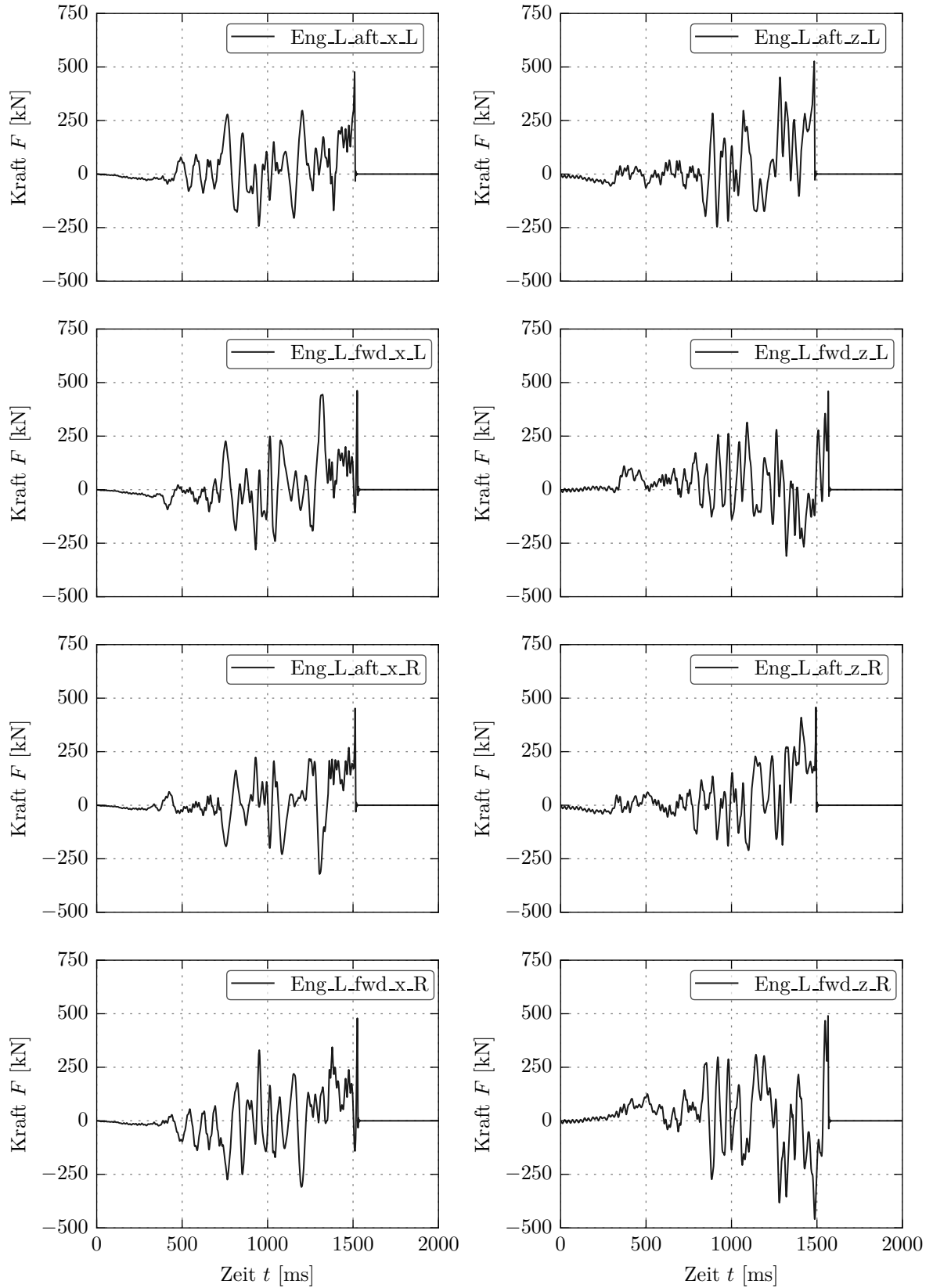




## A Kräfte auf die Stabelemente am linken Triebwerk



**Abbildung A.1:** Kräfte der Stabelemente bei der Referenzsimulation am linken Triebwerk bei einer Versagenslast  $F_V = 1000$  kN



**Abbildung A.2:** Kräfte der Stabelemente bei der Referenzsimulation am linken Triebwerk bei einer Versagenslast  $F_V = 500$  kN